

ISSN 2618-7957

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS &
TECHNOLOGIES



КА «Экспресс-АМУ7»

Разработчик и производитель: АО «РЕШЕТНЁВ»



Технологическая платформа

НИСС

Национальная Информационная
Спутниковая Система

№3 (53)
2025



НИСС

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

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

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

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

Сайт ТП «НИСС»: tp.iss-reshetnev.ru

ISSN 2618-7957

Космические аппараты и технологии

SPACECRAFTS &
TECHNOLOGIES

Том 9

№ 3 (53)
2025

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
Халимович Владимир Иванович
канд. физ.-мат. наук, профессор (Железногорск)

Ответственный секретарь
Хныкин Антон Владимирович
канд. техн. наук, доцент (Красноярск)

Редакционный совет
Алифанов Олег Михайлович
академик РАН, д-р техн. наук, профессор (Москва)

Анин 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)

Шайдуров Владимир Викторович
академик РАН, д-р физ.-мат. наук (Красноярск)

Махутов Николай Андреевич
чл. кор. РАН, д-р техн. наук, профессор (Москва)

Петрукович Анатолий Алексеевич
чл.-кор. РАН, д-р физ.-мат. наук, профессор (Москва)

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 (Королёв)

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

Чернявский Александр Григорьевич
(Королёв)

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

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

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

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

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

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

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

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

Смотров Андрей Васильевич
канд. техн. наук (Жуковский)

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

Хартов Станислав Викторович
канд. техн. наук (Красноярск)

Ежеквартальный научный
журнал

Издается с 2012 года

ISSN 2618-7957

Издатель и учредитель:

Ассоциация «Технологическая платформа
«Национальная информационная спутниковая система»

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

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

Импакт-фактор РИНЦ за 2023 г. – 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 25216
Дата выхода в свет 13.10.2025

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

Свободная цена

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

Spacecrafts & Technologies

Chief Editor

Testoyedov Nikolay A.

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

Deputy Chief Editor

Khalimanovich Vladimir I.

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

Executive Secretary

Khnykin Anton. V.

PhD in Engineering, Associate Professor (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)

Shaidurov Vladimir V.

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

Vasiliev Valery V.

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

Makhotov 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)

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)

Medvedtskii Alexander L.

Doctor of Physics and Mathematics (The Russian Federation)

Nadiradze Andrey B.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Ovchinnikov Sergey G.

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

Golovkin Eugene N.

Doctor of Engineering, Professor, Professor (The Russian Federation)

Dviry 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 Vitaly 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

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА**В. И. Буякас, М. Д. Глотов**НОВАЯ СИСТЕМА РАСКРЫТИЯ
ТОЧНОГО ЖЕСТКОГО ЛЕПЕСТКОВОГО ЗЕРКАЛА**В. И. Гриц**СРАВНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ВОССТАНОВЛЕНИЯ
ДИАГРАММЫ НАПРАВЛЕННОСТИ
КОНИЧЕСКОЙ РУПОРНОЙ АНТЕННЫ
В ДАЛЬНЕЙ ЗОНЕ ПО ИЗМЕРЕНИЯМ В ЗОНЕ
ФРЕНЕЛЯ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ПОЛОЖЕНИЯХ
ЦЕНТРА АПЕРТУРЫ АНТЕННЫ
ОТНОСИТЕЛЬНО ЦЕНТРА ВРАЩЕНИЯ
ОПОРНО-ПОВОРОТНОГО УСТРОЙСТВА**Т. В. Гульков, Л. М. Ковальчук, Т. В. Буришева**
ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ
И УСТОЙЧИВОСТИ СПЛОШНОГО
И СЕТЧАТОГО АДАПТЕРОВ**О. А. Суханова, А. В. Сутягин,
Е. В. Патраев, И. В. Трифанов**ПОВЫШЕНИЕ НАГРУЗОЧНОЙ СПОСОБНОСТИ
ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ПРОФИЛЬНО-
СОПРЯЖЕННОЙ ГЛОБОИДНО-
ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ЧЕРВЯЧНОЙ ПАРЫНОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ
В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ**Н. С. Азиков, А. В. Зинин**ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ПОЛОГИХ
ПАНЕЛЕЙ ИЗ ГИБРИДНЫХ МАТЕРИАЛОВ
С РАЗРУШАЮЩИМИСЯ СЛОЯМИ КОМПОЗИТАКОСМИЧЕСКИЕ УСЛУГИ**С. Г. Козев, Ю. А. Пономарев,****В. В. Пятков, А. С. Головачев, А. А. Толмачев**СИНТЕЗ ОПТИМАЛЬНОГО
УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМНАВОДИМОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА
НА МАНЕВРИРУЮЩИЙ КОСМИЧЕСКИЙ ОБЪЕКТROCKET AND SPACE EQUIPMENT127 **V. I. Bujakas, M. D. Glotov**NEW DEPLOYMENT SYSTEM
OF PRECISE RIGID PETAL REFLECTOR136 **V. I. Grits**COMPARISON OF THE RESULTS OF RESTORING
THE RADIATION PATTERN OF A CONICAL HORN
ANTENNA IN THE FAR ZONE BASED
ON MEASUREMENTS IN THE FRESNEL ZONE
AT DIFFERENT POSITIONS OF THE ANTENNA
APERTURE CENTER RELATIVE TO THE CENTER
OF ROTATION OF THE SUPPORT
AND ROTATION DEVICE145 **T. V. Gulkov, L. M. Kovalchuk, T. V. Burnysheva**INVESTIGATION OF THE STRESS-STRAIN STATE
AND STABILITY OF SOLID
AND MESH ADAPTERS158 **O. A. Sukhanova, A. V. Sutyagin,
E. V. Patraev, I. V. Trifanov**INCREASING THE LOAD CAPACITY
IN THE MANUFACTURE OF A PROFILE-
CONJUGATED GLOBOID-CYLINDRICAL
WORM GEAR PAIRNEW MATERIALS AND TECHNOLOGIES
IN SPACE EQUIPMENT167 **N. S. Azikov, A. V. Zimin**STUDY OF STABILITY OF FLAT PANELS MADE
OF HYBRID MATERIALS
WITH DESTROYING COMPOSITE LAYERSSPACE SERVICES177 **S. G. Kozev, Yu. A. Ponomarev,****V. V. Pyatkov, A. S. Golovachev, A. A. Tolmachev**SYNTHESIS OF OPTIMAL MOTION CONTROL
OF A GUIDED AIRCRAFT
ON A MANEUVERING SPACE OBJECT

НОВАЯ СИСТЕМА РАСКРЫТИЯ ТОЧНОГО ЖЕСТКОГО ЛЕПЕСТКОВОГО ЗЕРКАЛА

В. И. Буякас, М. Д. Глотов✉

Физический институт им. П. Н. Лебедева РАН
г. Москва, Российская Федерация

В работе предлагается и исследуется новая система раскрытия точного жесткого лепесткового зеркала. Раскрытие зеркала новой конструкции выполняется в два этапа. На первом этапе осуществляется перевод зеркала из сложенного (транспортного) состояния в положение, близкое к раскрытыму (рабочему). На втором этапе происходит высокоточная фиксация конечного состояния раскрытия зеркала. Для выполнения высокоточной фиксации используется новый тип самоустанавливающихся замков. В их основу положены кинематические связки нового типа. Приводятся результаты компьютерного моделирования новой системы раскрытия. Для проверки предложенных технических решений изготовлена физическая модель зеркала новой конструкции диаметром один метр, состоящей из двадцати трёх лепестков и центрального зеркала. Она служит экспериментальной платформой для отработки кинематики раскрытия, оценки жёсткости конструкции и тестирования повторяемости разворачивания. Обсуждаются результаты компьютерного и физического моделирования. Ставится задача численного измерения повторяемости раскрытия точного зеркала. Для её решения используется метод оптического 3D-сканирования. Результаты измерения повторяемости раскрытия макета показывают, что самоустанавливающиеся замки обеспечивают точность позиционирования лепестков на уровне 0.1 мм без активной коррекции формы зеркала.

Ключевые слова: лепестковая антенна, точное жёсткое раскрытие, самоустанавливающиеся замки, повторяемость раскрытия.

Поступила в редакцию: 22.08.2025. Принята к печати: 09.09.2025.

Введение

Трансформируемые лепестковые зеркала разрабатываются, исследуются и используются для решения задач радиоастрономии [1, 2], зондирования Земли [3, 4], техники связи [5]. Классическая схема раскрывающегося лепесткового зеркала была предложена корпорацией Дорнье в рамках работ по проекту FIRST (Far Infrared Space Telescope) [6, 7]. Схожая конструкция позднее использовалась в проекте “Радиоастрон” [1] для создания 10-метровой антенны космического телескопа, работавшего в сантиметровой области спектра. Схема раскрытия классического лепесткового зеркала представлена на рисунке 1.

Конструкция представляет собой трансформируемую структуру, которая включает в себя центральное зеркало и набор лепестков. У основания

каждого лепестка расположен цилиндрический шарнир, связывающий лепесток с центральным зеркалом. В транспортном состоянии лепестки находятся в вертикальном положении над центральным зеркалом. После доставки конструкции на орбиту зеркало раскрывается – переводится в рабочее состояние. Раскрытие осуществляется синхронным вращением лепестков вокруг осей цилиндрических шарниров. В раскрытом, рабочем состоянии лепестки и центральное зеркало образуют большой параболический рефлектор. Обладая компактной укладкой и сравнительно простой системой раскрытия, классическая конструкция имеет два существенных недостатка. Во-первых, цилиндрические шарниры и исполнительные механизмы в конструкции расположены у основания длинных лепестков, и малые ошибки в установке осей шарниров и в работе исполнительных механизмов приводят к значительным отклонениям положения внешней кромки лепестка от расчетного состояния. Во-вторых, лепестки

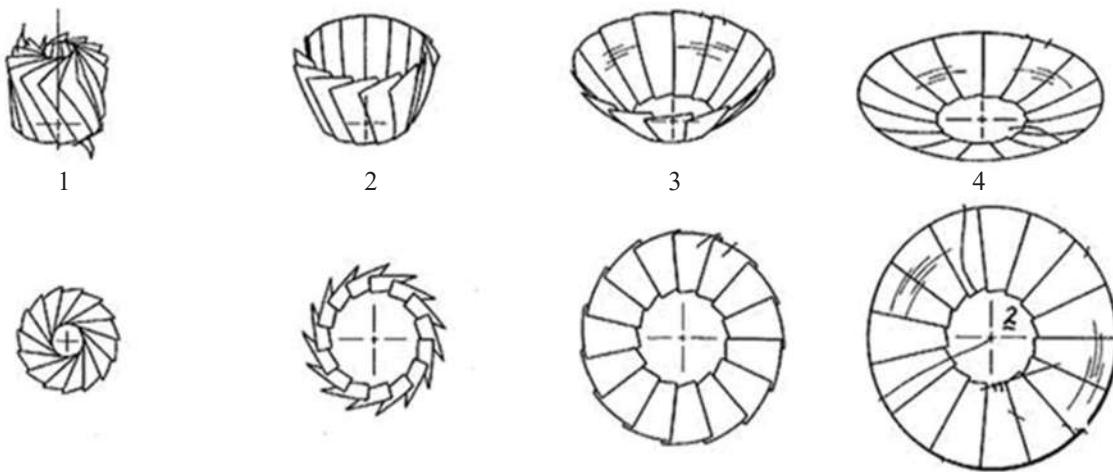


Рисунок 1. Этапы раскрытия классического лепесткового зеркала

консольно связаны с основанием центрального зеркала, что приводит к невысокой жесткости раскрытия рефлектора. Для устранения названных недостатков в работе предлагается новая система раскрытия точного жесткого лепесткового зеркала.

1. Новая конструкция лепесткового зеркала

В работе предлагается новая двухэтапная схема раскрытия лепесткового зеркала. Ниже описана общая архитектура конструкции, а также ключевые узлы и логика их взаимодействия в процессе трансформации зеркала из транспортного положения в рабочее.

В раскрытом состоянии конструкция представлена на рисунке 2, а в сложенном – на рисунке 3. Рефлектор включает в себя набор лепестков (1) и центральное зеркало (2), связанные между собой сферическими шарнирами (3). Эти шарниры обеспечивают необходимую свободу перемеще-

ний лепестков в процессе раскрытия и точное их позиционирование в развернутом состоянии.

Первый этап предварительного низкоточного раскрытия выполняется механизмами предварительного раскрытия (МПР) (4), установленными на внешних кромках лепестков. На втором этапе раскрытия происходит высокоточная фиксация раскрытия зеркала, осуществляется самоустанавливающимися замками (5). Для обеспечения геометрической неизменяемости конструкции в каждый момент предварительного раскрытия соседние лепестки дополнительно связаны между собой тягами (6). Тяги соединены с лепестками сферическими шарнирами.

Три основных конструктивных отличия новой схемы от классической:

1. Приводы предварительного раскрытия перемещены с основания центрального зеркала на внешние кромки лепестков.

2. Цилиндрические шарниры, связывающие лепестки с центральным зеркалом, заменены

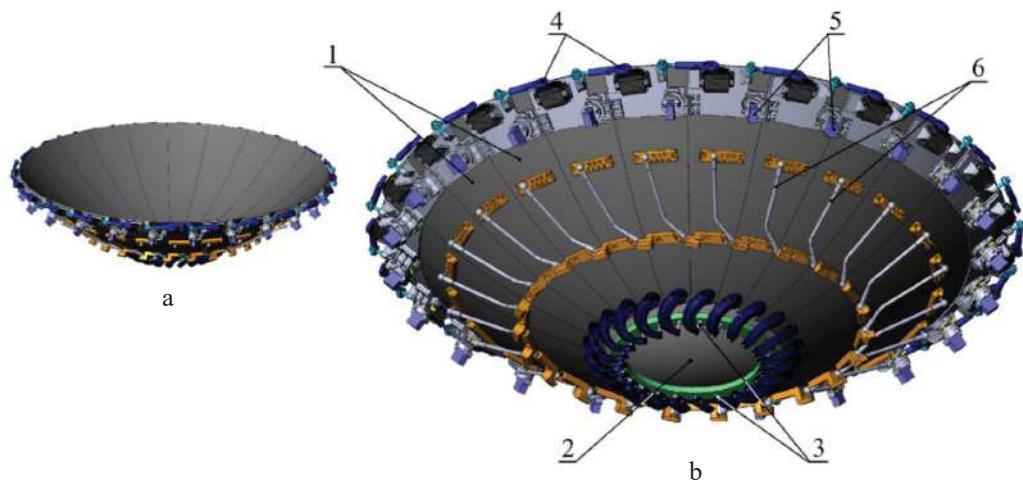
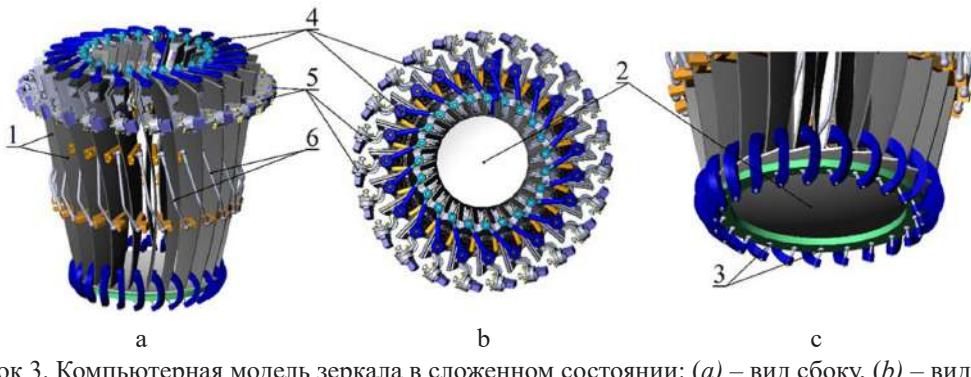


Рисунок 2. Компьютерная модель зеркала в раскрытом состоянии: (a) – вид сверху, (b) – вид снизу.
Обозначения: 1 – лепестки, 2 – центральное зеркало, 3 – сферические шарниры, соединяющие лепестки с основанием зеркала, 4 – узлы системы предварительного раскрытия, 5 – замки высокоточной фиксации, 6 – тяги, соединяющие соседние лепестки



на сферические. Ранее такое техническое решение уже применялось в работах авторов [11, 12] и доказало свою эффективность.

3. В конструкцию зеркала введены замки высокоточной фиксации.

Компьютерное моделирование нового зеркала показало, что предложенная схема раскрытия обладает существенными преимуществами по сравнению с классической. Механизмы предварительного раскрытия исключают столкновение лепестков в процессе развертывания и минимизируют зазор между лепестками раскрытой антенны. Соединение лепестков в развернутом состоянии по внешнему контуру жестко связано самоустанавливающимися замками, что обеспечивает высокую точность и жесткость раскрытоого рефлектора.

Далее в разделах 2 и 3 подробно рассматриваются узел предварительного раскрытия и система высокоточной фиксации раскрытоого зеркала.

2. Узел предварительного раскрытия

Предварительное раскрытие зеркала осуществляют механизмы предварительного раскрытия

(МПР), которые размещены на внешних кромках лепестков. На рисунке 4 показано изменение положения двух соседних лепестков в процессе предварительного раскрытия.

Каждый механизм предварительного раскрытия (МПР) состоит из привода предварительного раскрытия (ППР) (актуатора), рычага и сферического шарнира. Рычаг (2), вращаясь вокруг оси ППР против часовой стрелки, переводит зеркало из транспортного (сложенного) состояния в положение, близкое к рабочему (раскрытыму).

Количество МПР равно числу лепестков. Каждый механизм соединяет между собой пару соседних лепестков. Расстояние между каждой парой соседних лепестков задаётся углом поворота рычага, что исключает столкновение лепестков даже при небольшой рассинхронизации работы приводов предварительного раскрытия.

Такая система позволяет достичь:

- согласованного развертывания всей антенны;
- геометрической неизменяемости конструкции в каждый момент предварительного раскрытия;
- упрощения логики синхронизации без необходимости централизованного управления.

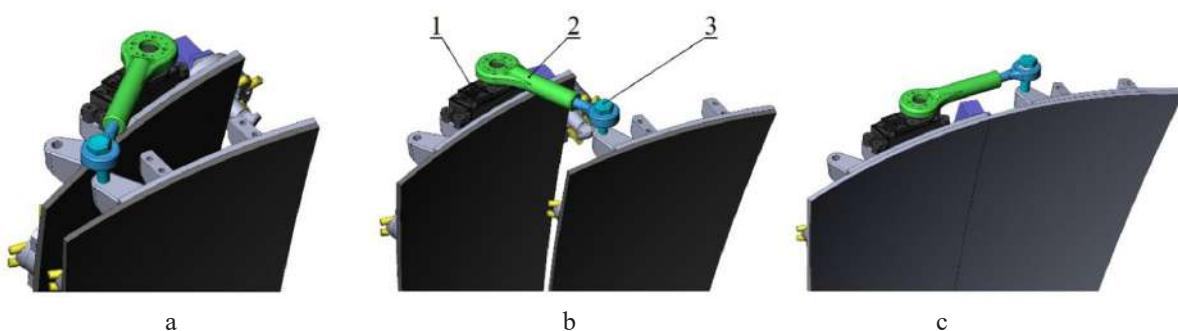


Рисунок 4. Предварительное раскрытие двух соседних лепестков: (a), (b), (c) – этапы раскрытия.

Обозначения: 1 – исполнительные механизмы предварительного раскрытия (МПР), 2 – рычаг предварительного раскрытия, 3 – сферический шарнир, связывающий соседние лепестки на этапе предварительного раскрытия

3. Высокоточная фиксация раскрытоого зеркала

После завершения этапа предварительного раскрытия начинается вторая стадия – прецизионная фиксация конструкции. На этом этапе достигается высокая точность взаимного расположения лепестков и формируется окончательная геоме-

строения, литографии, аэрокосмической техники, в других приложениях [10, 11].

Ранее мы исследовали возможность использования простейших кинематических связок для точного раскрытия лепестковой космической антенны [12]. В настоящей работе мы используем в конструкции замков новую кинематическую связку, схожую с Skewed Cylinder Kinematic

130

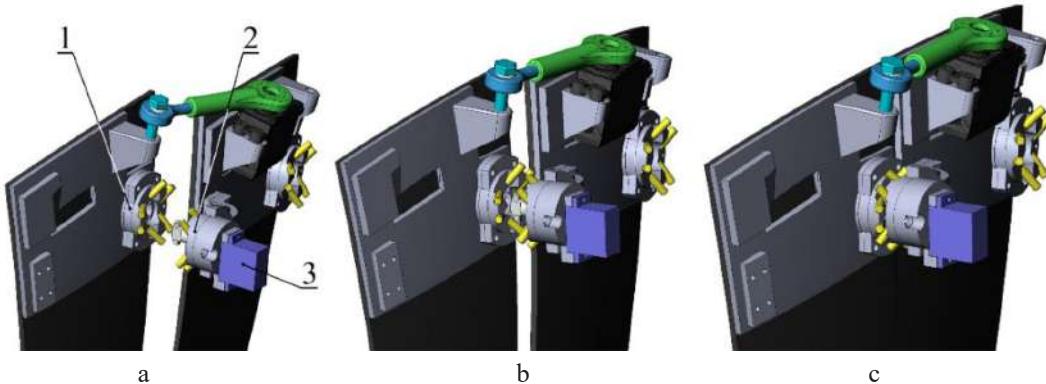


Рисунок 5. Фиксация конечного состояния двух лепестков: (a), (b), (c) – этапы фиксации. Обозначения: 1, 2 – элементы самоустанавливающегося замка, 3 – привод фиксатора (ПФ)

трия зеркала. Ключевым элементом здесь выступают самоустанавливающиеся замки, объединяющие соседние лепестки по внешнему периметру.

Схема фиксации двух соседних лепестков представлена на рисунке 5.

Каждый замок состоит из двух сопрягаемых частей (1 и 2) и привода фиксатора (3). После предварительного раскрытия сопрягаемые элементы замка совмещаются в рабочем положении. Затем срабатывает привод фиксатора, который стягивает и выравнивает замок, обеспечивая точную установку и жёсткое соединение лепестков.

3.1. Кинематические связки в конструкции высокоточных замков

Классические кинематические связки были предложены в работах Кельвина и Максвелла по экспериментальной оптике [8, 9]. Обеспечивая высокую точность позиционирования и высокую повторяемость сборки, эти устройства нашли применение в решении задач точного приборо-

Coupling [13]. На рисунке 6 представлены виртуальная и физическая модели разработанной кинематической связки.

В собранной связке каждая пара пересекающихся цилиндров вносит в конструкцию одно кинематическое ограничение. В полном соединении реализуются шесть независимых ограничений, обеспечивая статическую определённость и геометрическую неизменяемость замка в сомкнутом состоянии.

3.2. Узел высокоточной фиксации

Другим важным элементом замка является фиксатор, создающий усилие прижатия между сопрягаемыми частями. Он выполнен как разъёмный узел, не препятствующий движению лепестков до момента срабатывания. Конструкция фиксатора представлена на рисунке 7. Первой частью фиксатора (а) является пластина с вырезом спиральной формы. Вторая часть (б) включает в себя привод фиксатора (1), муфту (2), Т-образный ключ (3).

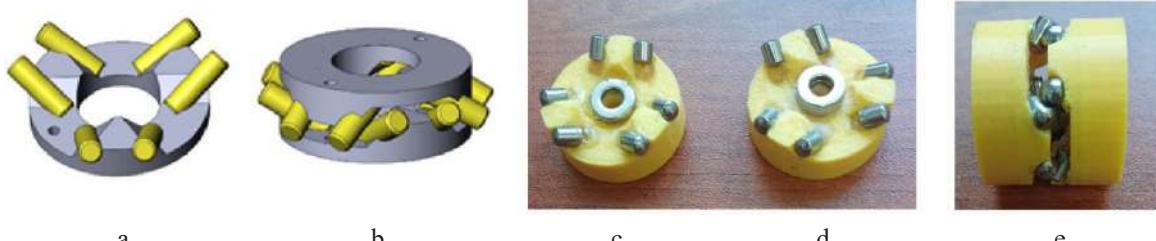
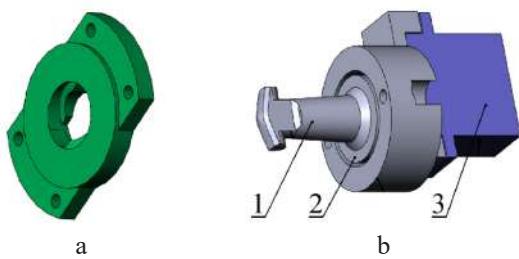


Рисунок 6. Кинематическая связка замка высокоточной фиксации: (a) – одна часть кинематической связки (виртуальная модель), (b) – кинематическая связка в сборе (виртуальная модель), (c), (d) – две части кинематической связки (физическая модель), (e) – кинематическая связка в сборе (физическая модель)



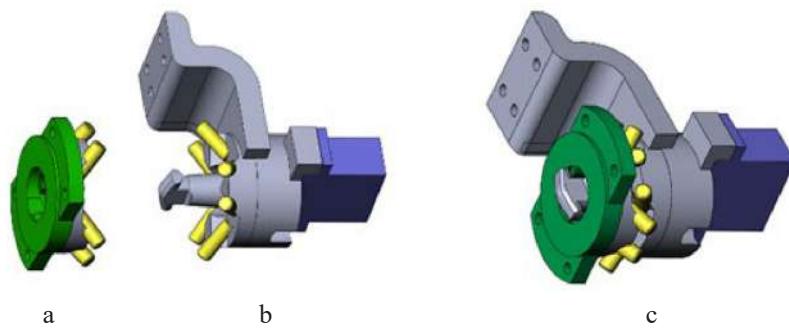
На рисунке 8 показан замок высокоточной фиксации в разомкнутом и в сомкнутом состоянии. (а) – часть замка с половиной кинематической

ко соединены по внешней кромке, а их поверхности точно выровнены.

4. Физическая модель нового лепесткового зеркала

Для проверки работоспособности двухэтапной схемы раскрытия был разработан и изготовлен действующий макет трансформируемого зеркала. Макет служит экспериментальной платформой для отработки кинематики раскрытия, оценки жёсткости конструкции и тестирования повторяемости развёртывания.

На рисунке 10 показан внешний вид макета в раскрытом состоянии. Диаметр конструкции составляет 1 метр. Макет включает 23 углепла-

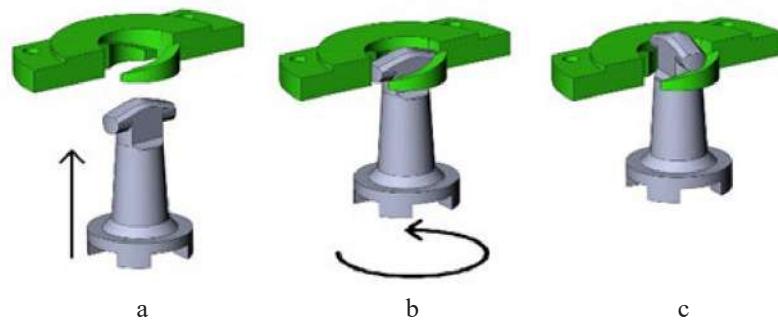


связки и пластиной с вырезом спиральной формы, (b) – ответная часть замка с ключом, второй половиной кинематической связки и приводом, (c) – замок в сомкнутом состоянии.

Движение Т-образного ключа в процессе раскрытия зеркала показано на рисунке 9. На этапе предварительного раскрытия происходит сбли-

стиковки лепестка и центральное зеркало, изготовленные с соблюдением геометрических параметров, характерных для полноразмерных конструкций.

Конструкция полностью повторяет принципы предложенной схемы: каждый лепесток соединён с центральной частью сферическим



жение частей замка (фрагменты a-b), после этого дополнительный механизм через муфту поворачивает ключ (фрагмент c), создавая усилие, стягивающее элементы кинематической связки.

Благодаря такой конструкции замков раскрытое зеркало приобретает высокую жёсткость и точность. Соседние лепестки оказываются жёст-

шарниром, а по периферии – с соседними лепестками через рычажно-шарнирную систему и замки фиксации.

На рисунке 11 представлена та же модель в сложенном состоянии.

Испытания подтвердили работоспособность новой схемы. Раскрытие происходило в полностью

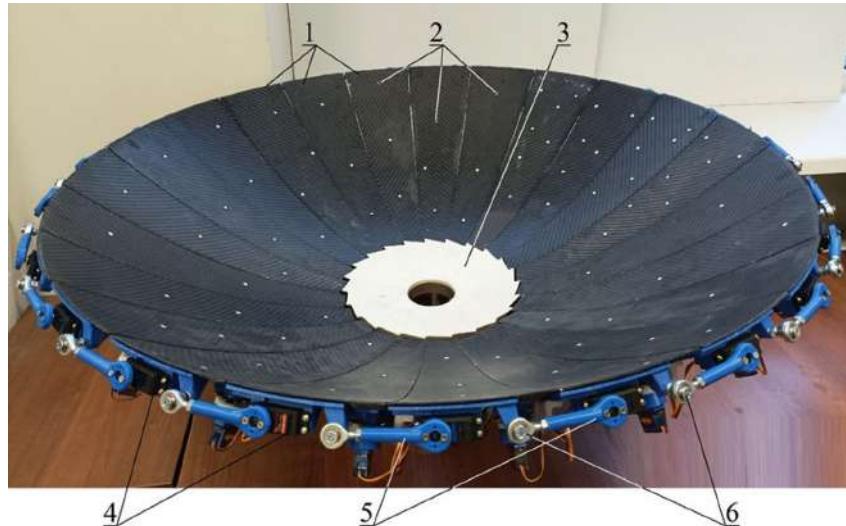


Рисунок 10. Физическая модель лепесткового зеркала в раскрытом состоянии. Обозначения:
1 – лепестки, 2 – реперные точки системы контроля формы раскрытоого зеркала, 3 – центральное зеркало,
4 – приводы предварительного раскрытия, 5 – рычаги предварительного раскрытия, 6 – сферические
шарниры системы предварительного раскрытия



Рисунок 11. Физическая модель лепесткового зеркала в сложенном состоянии. Обозначения:
1 – лепестки, 2 – центральное зеркало, 3 – сферические шарниры, соединяющие лепестки с основанием
зеркала, 4 – узлы системы предварительного раскрытия, 5 – замки высокоточной фиксации, 6 – тяги,
соединяющие соседние лепестки

автономном режиме, без внешнего вмешательства и без необходимости использовать систему обезвешивания. Даже при искусственно созданной рассинхронизации приводов МПР не наблюдалось ни столкновений лепестков, ни отклонений от ожидаемой траектории.

Форма конструкции оставалась геометрически неизменной в каждый момент предварительного раскрытия. После срабатывания замков высокой точности наблюдалось значительное увеличение жёсткости, что было зафиксировано как визуально, так и инструментально.

5. Оценка повторяемости раскрытия лепесткового зеркала

Точность отражающей поверхности является важной характеристикой зеркальных антенн [14]. Ранее в работе [15] для измерения точности отражающей поверхности космического рефлектора предлагалось использовать метод оптического 3D-сканирования. Мы использовали технологию 3D-сканирования для измерения повторяемости раскрытия макета нового лепесткового зеркала. Измерения выполнялись

3D-сканером Creality CR-Scan Ferret Pro, паспортная точность измерения которого равна 0.1 мм.

5.1. Метод оптического 3D-сканирования для контроля повторяемости раскрытия макета лепесткового зеркала

Для оценки повторяемости раскрытия зеркала необходимо сравнить форму зеркала при двух последовательных раскрытиях. В отличие от точности отражающей поверхности, повторяемость не зависит от качества отдельных лепестков или сборки зеркала и определяется ошибками работы системы раскрытия.

Процедура оценки повторяемости раскрытия включала следующие шаги:

1. Выполнялось первичное сканирование раскрытоого макета и формирование 3D-модели поверхности в виде облака точек (порядка 6 миллионов точек).

2. Макет складывался, затем повторно раскрывался.

3. Выполнялось повторное сканирование.

4. Результаты двух сканирований сравнивались между собой.

Для обработки и сравнения результатов сканирования использовалась программа CloudCompare [16].

5.2. Применение программы

CloudCompare для обработки сканов

CloudCompare – это специализированная программа для анализа 3D-облаков точек и построенных на их основе поверхностей. Она предоставляет возможности точного совмещения моделей, расчёта отклонений и визуализации геометрических различий.

Обработка результатов сканирования показала, что расстояние между поверхностями, соответствующими первому и второму сканированию, не превышает 0.1 мм.

Обсуждения

Результаты, полученные в ходе моделирования и испытаний, подтверждают высокую эффективность предложенной схемы раскрытия лепестко-

вого зеркала. Двухэтапный подход, включающий предварительное раскрытие с последующей высокоточной фиксацией, позволил устранить ключевые недостатки классических конструкций, а именно: низкую жёсткость раскрытоого рефлектора и чувствительность к погрешностям в кинематике раскрытия.

Предложенная конструкция самоустанавливающихся замков обеспечила точность позиционирования лепестков на уровне 0.1 мм без необходимости в активной коррекции формы зеркала.

Возможность переноса полученных результатов на конструкции больших размеров требует дальнейших исследований.

Заключение

В работе представлена и экспериментально обоснована новая концепция двухэтапного точного и жёсткого раскрытия лепесткового зеркала для сантиметровых и миллиметровых областей спектра.

Основные достижения и выводы:

- разработана конструкция лепесткового зеркала, обладающая высокой точностью и жёсткостью в раскрытом состоянии;
- предложена двухэтапная схема раскрытия, включающая предварительное низкоточное развертывание и последующую прецизионную фиксацию с использованием самоустанавливающихся замков;
- создан и испытан физический макет диаметром 1 метр, подтвердивший работоспособность схемы в автономном режиме без столкновений и с высокой повторяемостью;
- предложен и реализован метод контроля повторяемости раскрытия на основе оптического 3D-сканирования и анализа отклонений с помощью CloudCompare;
- установлено, что геометрические отклонения при повторных раскрытиях не превышают 0.1 мм, что соответствует требованиям к антеннам данного класса.

Полученные результаты подтверждают перспективность предложенной конструкции и могут быть использованы при разработке космических антенн нового поколения.

Список литературы

- [1] Кардашев Н.С. и др. «Радиоастрон» – телескоп размером 300000 км: основные параметры и первые результаты наблюдений // Астрономический журнал. 2013. Т. 90. № 3. С. 179–222.
- [2] Кардашев Н. С. и др. Обзор научных задач для обсерватории Миллиметрон // Успехи физических наук. 2014. Т. 184. № 12. С. 1319–1352.
- [3] Schwarz S., Barho R. Deployment mechanisms for a 5 m unfurlable reflector // In Proceedings of the European Space Mechanisms and Tribology Symposium. 2019, Munich, Germany, pp. 18–20.
- [4] Schwarz S., Hartwanger C. Performance Prediction of Lightweight Unfurlable Reflectors // 3rd International Conference "Advanced Lightweight Structures and Reflector Antennas. 2018.

- [5] Tan G. et al. Rapid Optimization of Feed Location for High-Gain Umbrella-Type Antennas via Heuristic Electromechanical Coupling // IEEE Transactions on Antennas and Propagation. 2025.
- [6] Dornier Dornier, FIRST Technology study: multisurface control mechanism for a deployable antenna. Final report. Dornier Report RP-FA-D 003 (1987).
- [7] Westphal M., United States Patent 4.899, 167 (1990).
- [8] Kelvin W. T. B., Tait P. G. Treatise on natural philosophy. – Clarendon Press, 1867. Vol. 1.
- [9] Maxwell J. C., Scientific Papers, Ed. by W. D. Niven (Cambridge Univ. Press, London, 1890), Vol. 2, pp. 507–508.
- [10] Slocum A. Kinematic couplings: A review of design principles and applications // International journal of machine tools and manufacture. 2010. Vol. 50. № 4. pp. 310–327.
- [11] Hart A. J. Design and analysis of kinematic couplings for modular machine and instrumentation structures // SM Thesis, Massachusetts Institute of Technology. 2001.
- [12] Bujakas V. I. Kinematic couplings for assemblage and deployment of multi-mirror space reflectors and analogies from the classical optics // Technical Physics. 2018. Vol. 63. № 11. pp. 1646–1655.
- [13] The Kinematic Encyclopedia. URL: https://www.precisionballs.com/KINEMATIC_ENCYCLOPEDIA.php (дата обращения: 20.08.2025)
- [14] Тайгин В. Б., Лопатин А. В. Метод обеспечения высокой точности формы рефлекторов зеркальных антенн космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3. № 4. С. 200–208. doi: 10.26732/2618-7957-2019-4-200-208.
- [15] Верхогляд А. Г. и др. Контроль геометрических параметров зеркальной системы телескопа космической обсерватории «Миллиметрон» на борту космического аппарата // Решетневские чтения. 2017. № 21–1. С. 98–100.
- [16] Cloud Compare. URL: <https://www.cloudcompare.org/> (дата обращения: 20.08.2025)

NEW DEPLOYMENT SYSTEM OF PRECISE RIGID PETAL REFLECTOR

V. I. Bujakas, M. D. Glotov

*P. N. Lebedev Physical Institute of the Russian Academy of Sciences
Moscow, Russian Federation*

The new deployment system for a precise rigid petal reflector is proposed and investigated. The deployment of the reflector is performed in two stages. At the first stage, the reflector is transferred from the folded (transport) state to a state close to the deployed (working) one. At the second stage, a high-precision fixation of the final deployed state is performed. To achieve this, a new type of self-setting locks based on kinematic couplings of a novel design is used. Results of computer simulations of the new deployment system are presented. To validate the proposed technical solutions, a physical model of the reflector with a diameter of one meter, consisting of twenty-three petals and a central mirror, was manufactured. This model serves as an experimental platform for testing deployment kinematics, evaluating structural stiffness, and assessing deployment repeatability. Results of both computer and physical simulations are discussed. The problem of numerical measurement of deployment repeatability is addressed. An optical 3D scanning method is employed for this purpose. Measurement results of the physical model demonstrate that the self-setting locks ensure petal positioning accuracy at the level of 0.1 mm without active mirror shape correction.

Key words: petal antenna, precise rigid deployment, self-setting locks, deployment repeatability.

Submitted: 22.08.2025. Accepted: 09.09.2025.

References

- [1] Kardashev N. S. et al. “RadioAstron”-A telescope with a size of 300 000 km: Main parameters and first observational results // Astronomy Reports. 2013. Vol. 57. № 3, pp. 153–194.
- [2] Kardashev N.S. et al. Review of Scientific Tasks for the Millimetron Observatory // Uspekhi Fizicheskikh Nauk. 2014. Vol. 184. № 12, pp. 1319–1352.
- [3] Schwarz S., Barho R. Deployment mechanisms for a 5 m unfurlable reflector // In Proceedings of the European Space Mechanisms and Tribology Symposium. 2019, Munich, Germany, pp. 18–20.
- [4] Schwarz S., Hartwanger C. Performance Prediction of Lightweight Unfurlable Reflectors // 3rd International Conference" Advanced Lightweight Structures and Reflector Antennas. 2018.
- [5] Tan G. et al. Rapid Optimization of Feed Location for High-Gain Umbrella-Type Antennas via Heuristic Electromechanical Coupling // IEEE Transactions on Antennas and Propagation. 2025.
- [6] Dornier Dornier, FIRST Technology study: multisurface control mechanism for a deployable antenna. Final report. Dornier Report RP-FA-D 003 (1987).
- [7] Westphal M., United States Patent 4.899, 167 (1990).
- [8] Kelvin W. T. B., Tait P.G. Treatise on natural philosophy. – Clarendon Press, 1867. Vol. 1.
- [9] Maxwell J. C., Scientific Papers, Ed. by W.D. Niven (Cambridge Univ. Press, London, 1890), Vol. 2, pp. 507–508.
- [10] Slocum A. Kinematic couplings: A review of design principles and applications // International journal of machine tools and manufacture. 2010. Vol. 50. № 4, pp. 310–327.
- [11] Hart A.J. Design and analysis of kinematic couplings for modular machine and instrumentation structures // SM Thesis, Massachusetts Institute of Technology. 2001.
- [12] Bujakas V. I. Kinematic couplings for assemblage and deployment of multi-mirror space reflectors and analogies from the classical optics // Technical Physics. 2018. Vol. 63. № 11, pp. 1646–1655.
- [13] Bal-tec. The kinematic encyclopedia. URL: https://www.precisionballs.com/KINEMATIC_ENCYCLOPEDIA.php. Accessed: 2025–07–23.
- [14] Taygin V. B., Lopatin A. V. Method of achievement the high accuracy of the shape of reflectors of mirror antennas of spacecraft // Spacecrafts & Technologies. 2019. Vol. 3. № 4, pp. 200–208. doi: 10.26732/2618-7957-2019-4-200-208
- [15] Verkhoglyad A. G. et al. Inspection system of geometrical parameters of the central mirror for space telescope “Millimetron” // Reshetnev readings. 2017. № 21–1, pp. 98–100.
- [16] CloudCompare. URL: <https://www.cloudcompare.org> Accessed: 2025.07.23.

Сведения об авторах

Буякас Виктор Игнатьевич – доктор физико-математических наук, высококвалифицированный ведущий научный сотрудник лаборатории криогенной техники и МРТ отделения физики твёрдого тела ФИАН. Окончил Ленинградский электротехнический институт имени В. И. Ульянова (Ленина) в 1955 году. Область научных интересов: космические конструкции, математическое и физическое моделирование.

Глотов Максим Дмитриевич – аспирант ФИАН. Окончил Московский государственный технологический университет «СТАНКИН» в 2021 году. Область научных интересов: космические конструкции, компьютерное и физическое моделирование.

УДК 621.396

DOI 10.26732/j.st.2025.3.02

СРАВНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ
ВОССТАНОВЛЕНИЯ ДИАГРАММЫ НАПРАВЛЕННОСТИ
КОНИЧЕСКОЙ РУПОРНОЙ АНТЕННЫ
В ДАЛЬНЕЙ ЗОНЕ ПО ИЗМЕРЕНИЯМ В ЗОНЕ ФРЕНЕЛЯ
ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ПОЛОЖЕНИЯХ ЦЕНТРА АПЕРТУРЫ
АНТЕННЫ ОТНОСИТЕЛЬНО ЦЕНТРА ВРАЩЕНИЯ
ОПОРНО-ПОВОРОТНОГО УСТРОЙСТВА

В.И. Гриц✉

АО «Информационные спутниковые системы»

имени академика М.Ф. Решетнёва»

г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

В настоящее время методы измерения параметров антенн можно разделить на две основные группы: методы дальней и ближней зоны. Методы дальней зоны не требуют дорогостоящего и сложного оборудования, но для их реализации зачастую требуется антенный полигон протяженностью сотни и тысячи метров. Кроме того, становится практически невыполнимой задача экранирования измерительной трассы от влияния переотражений сигнала от различных предметов. Методы ближней зоны, напротив, лишены этого недостатка, но требуют применения сложных автоматизированных измерительно-вычислительных комплексов. Метод измерения характеристик антенн в зоне Френеля позволяет организовать антенный полигон значительно меньшей длины, чем в методах дальней зоны. Настоящая статья посвящена использованию данного метода применительно к конической рупорной антенне на частоте 13 гигагерц (ГГц). Показано влияние коррекции фазовых диаграмм направленности при различных значениях размера области восстановления диаграммы направленности, а также при разных конфигурациях положения антенны на опорно-поворотном устройстве. Проведен анализ результатов восстановления диаграммы направленности для каждой конфигурации опорно-поворотного устройства. На основе анализа результатов восстановления диаграммы направленности сделан вывод о взаимосвязи необходимости коррекции фазовых диаграмм направленности и расстояния от центра апертуры антенны до точки пересечения осей вращения опорно-поворотного устройства.

Ключевые слова: антenna, зона Френеля, измерение, восстановление ДН, коррекция фазовых ДН.

Поступила в редакцию: 21.07.2025. Принята к печати: 09.09.2025.

Введение

Важнейшим этапом производства космических аппаратов (КА) является проведение наземной экспериментальной отработки (НЭО) как КА в полном сборе, так и отдельных его частей, в том числе и антенн. После прохождения антенной очередного этапа испытаний необходимо проверить соответствие ее радиотехнических характеристик (РТХ)

требованиям, заявленным в техническом задании (в технических условиях). Одной из важнейших характеристик любой антенны является её диаграмма направленности (ДН), или зависимость уровня напряженности электрического поля, излучаемого (ДН на передачу) или принимаемого (ДН на прием) антенной. Вопрос точного измерения ДН является очень важным, поскольку ДН определяет зону обслуживания антенны при ее установке на КА.

1. Методика проведения измерений

В рамках работы был проведен эксперимент, заключающийся в следующем. На выбранной частоте производится измерение одного сечения ДН антенны в дальней зоне, после чего исследуемая и вспомогательная антенны смещаются на расстояние, соответствующее зоне Френеля. Это расстояние можно определить по формулам [2]:

$$R_{\phi p} \geq 0,6D * \sqrt{D/\lambda}, \quad (1)$$

$$R_{\phi p} \geq 0,62 * (D^{3/2}/\sqrt{\lambda}), \quad (2)$$

$$R_{\phi p} \geq D^2/4\lambda, \quad (3)$$

$$R_{\phi p} \geq 0,5 * (D^{4/3}/\lambda^{1/3}), \quad (4)$$

$$R_{\phi p} \geq (D^2/10 \dots 20\lambda). \quad (5)$$

Здесь D – наибольший размер (в данном случае – диаметр) апертуры исследуемой антенны, λ – длина волны, излучаемой исследуемой антенной, $R_{\phi p}$ – расстояние измерений в зоне Френеля.

В то же время это расстояние должно быть меньше расстояния дальней зоны антенны [7, 8].

$$R \geq \frac{2D^2}{\lambda}. \quad (6)$$

Для корректного выполнения измерений необходимо добиться совмещения фазового центра исследуемой антенны с осью вращения опорно-поворотного устройства во избежание искажения фронта волны, приходящей на исследуемую антенну. Обычно у рупорных антенн фазовый центр расположен примерно в центре раскрытия [10], однако на практике необходимо получить точные значения его координат. Это можно сделать с помощью алгоритма, изложенного в [6]. С помощью данного алгоритма производится пересчет фазовых ДН (ФДН), измеренных относительно точки вращения опорно-поворотного устройства (ОПУ) к фазовому центру антенны.

Далее снимается несколько сечений ДН в зоне Френеля, затем с помощью специального математического алгоритма восстанавливается ДН антенны в дальней зоне. При снятии сечений задается диапазон угловых перемещений ОПУ в азимутальной плоскости, в настоящей работе – от минус 50 до 50°. Перед началом измерений ОПУ устанавливается по углу места в самое дальнее отрицательное сечение (отрицательное – ниже центрального). Переход между сечениями осуществляется в угломестной плоскости до достижения самого дальнего положительного сечения (положительное – выше центрального). Центральное сечение соответствует плоскости 0°. При снятии сечения ОПУ перемещается до противоположной границы диапазона перемещений, останавливаясь в каждой измеряемой точке в соответствии с заданным при подготовке к измерению шагом по углу, по достижении правой границы переходит к следующему сечению и процесс повторяется в обратном направлении. В каждой точке сечения снимается один отсчет поля, представляющий собой два значения: амплитуда и фаза поля.

Минимально необходимое количество сечений определяется по формуле [1, 3, 9]:

$$N_{min} = 2 \left[\frac{T_x^2}{2\lambda R} \right] + 1, \quad (7)$$

где T_x – наибольший линейный размер исследуемой антенны, R – расстояние между исследуемой и вспомогательной антеннами, λ – длина волны исследуемой антенны. Полученное значение округляется до ближайшего большего нечетного целого числа.

Измерения выполнялись для двух конфигураций положения антенны на ОПУ: с расстоянием от центра апертуры (ЦА) до азимутальной плоскости вращения ОПУ 0,5 метра (рисунок 1) и 0,15 метра (рисунок 2).

Характеристики эксперимента приведены в таблице 1.

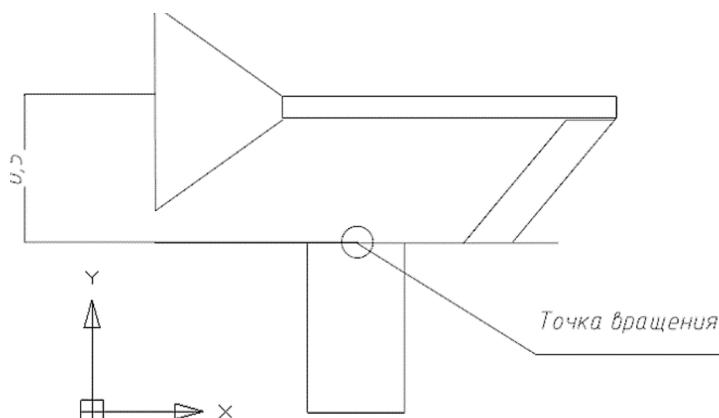


Рисунок 1. Расположение антенны на ОПУ до коррекции положения ЦА

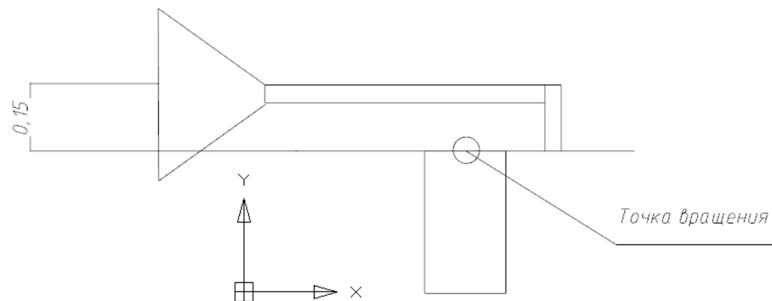


Рисунок 2. Расположение антенны на ОПУ после коррекции положения ЦА

Характеристики эксперимента

Таблица 1

Параметр	Значение
Рабочая частота исследуемой антенны, ГГц	13
Диаметр раскрыта исследуемой антенны, м	0,17
Расстояние дальней зоны (ДЗ), м	2,56
Расстояние измерений в зоне Френеля, м	0,373 (до коррекции положения ЦА); 0,246 (после коррекции положения ЦА)
Количество измеряемых сечений в зоне Френеля	3
Сектор измерений, градус	±50

2. Результаты измерений

Одним из важных параметров при обработке результатов измерений является область восстановления ДН (ОВДН). Это прямоугольная область вокруг апертуры антенны, по которой производится интегрирование поля при вычислении коэффициентов Фурье [1]. Согласно [1], для правильного восстановления ДН эта область должна полностью включать в себя апертуру антенны. Однако, как показано в [5], увеличение ОВДН до величины более 2–3 размеров апертуры приводит к появлению искажений на восстановленной ДН.

Результаты восстановления ДН для области восстановления ДН 0,189 на 0,189 метра приведены на рисунках 3–6.

Результаты восстановления ДН для области восстановления ДН 0,24 на 0,24 метра приведены на рисунках 7–10.

Результаты восстановления ДН для области восстановления ДН 0,263 на 0,263 метра приведены на рисунках 11–14.

Заключение

На основании представленных результатов можно сделать вывод о том, что коррекция ФДН имеет смысл, если ЦА рупорной антенны удален от точки пересечения осей вращения (далее – точка вращения) ОПУ более чем на 2–3 диаметра раскрытия. Если необходимо проводить измерения, сблизив ЦА и точку вращения, то коррекция ФДН приводит к появлению искажений на восстановленной ДН.

Влияние ОВДН было ранее рассмотрено в [5]. В данном случае стоит отметить лишь тот факт, что после уменьшения расстояния между центром апертуры антенны и точкой вращения ОПУ увеличение ОВДН вносит более заметное ухудшение качества восстановления ДН.

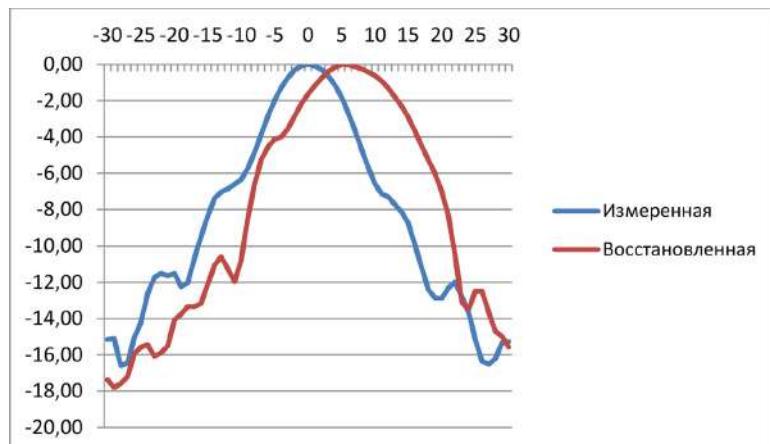


Рисунок 3. Без коррекции ФДН, ОВДН 0,189, до коррекции положения центра апертуры

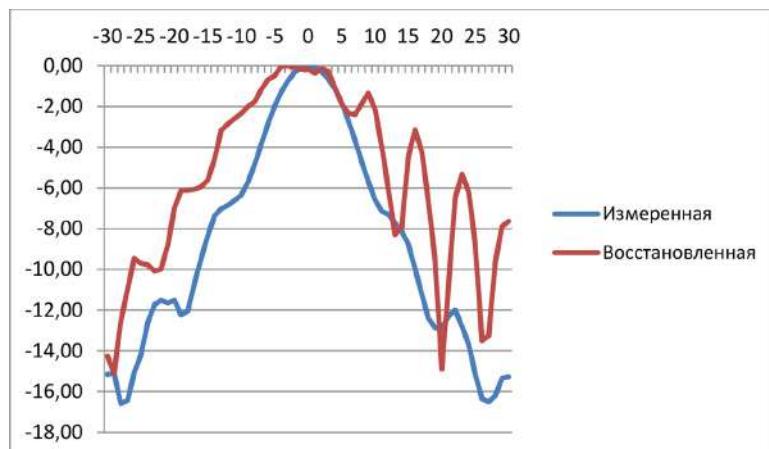


Рисунок 4. Без коррекции ФДН, ОВДН 0,189, после коррекции положения центра апертуры

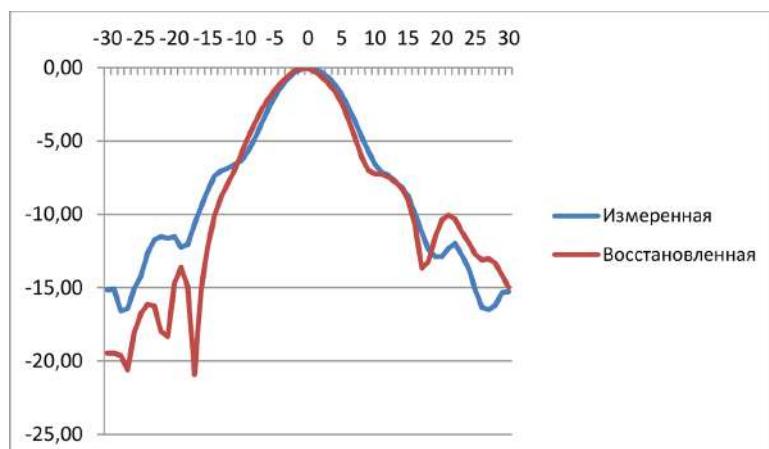


Рисунок 5. С коррекцией ФДН, ОВДН 0,189, до коррекции положения центра апертуры

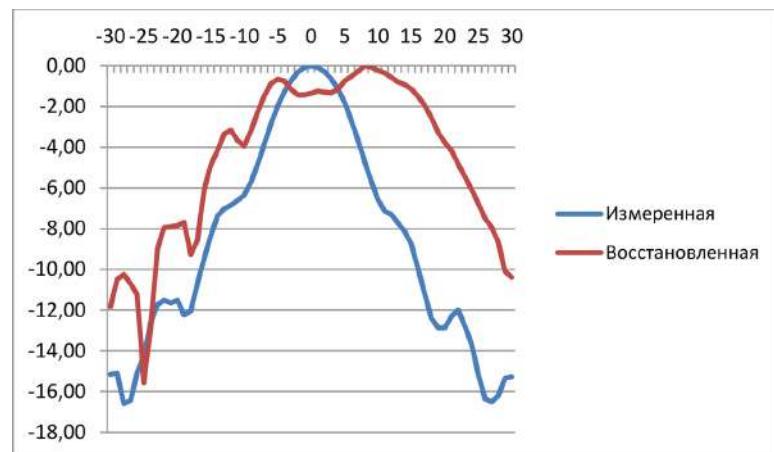


Рисунок 6. С коррекцией ФДН, ОВДН 0,189, после коррекции положения центра апертуры

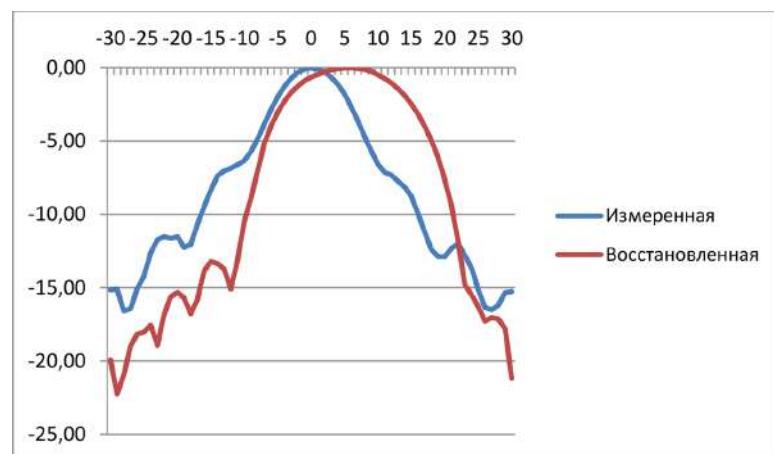


Рисунок 7. Без коррекции ФДН, ОВДН 0,24, до коррекции положения центра апертуры

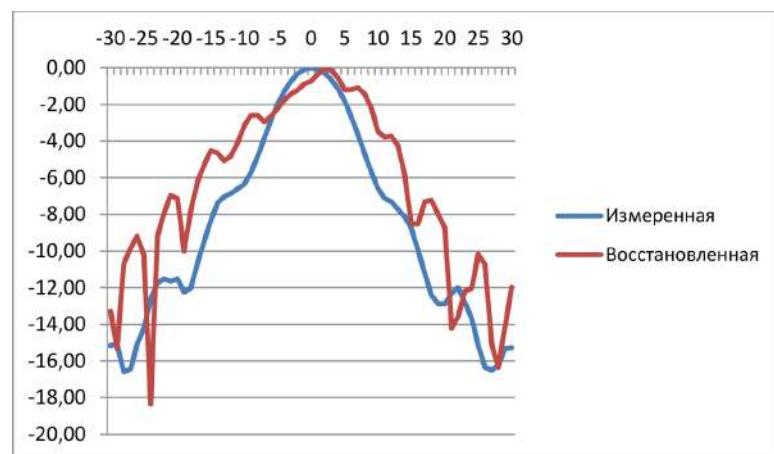


Рисунок 8. Без коррекции ФДН, ОВДН 0,24, после коррекции положения центра апертуры

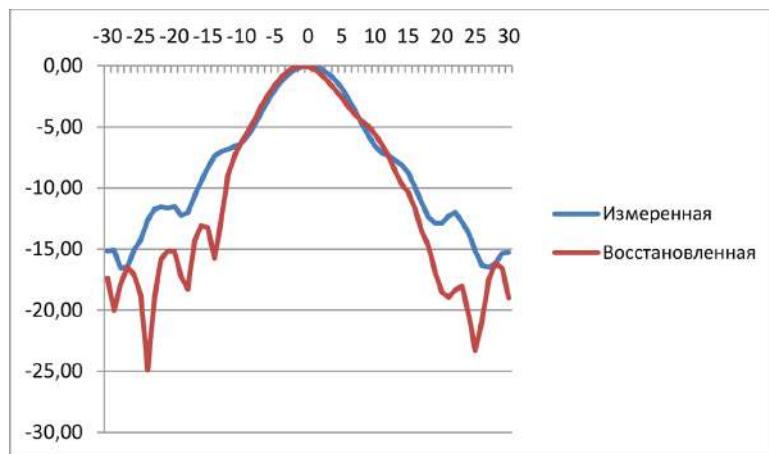


Рисунок 9. С коррекцией ФДН, ОВДН 0,24, до коррекции положения центра апертуры

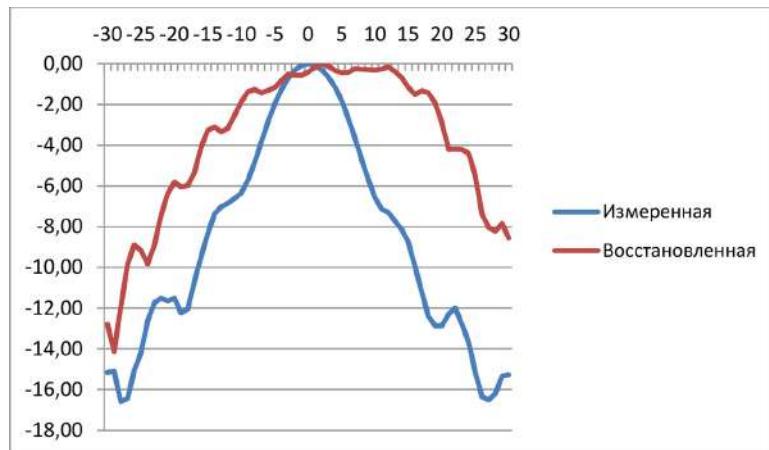


Рисунок 10. С коррекцией ФДН, ОВДН 0,24, после коррекции положения центра апертуры

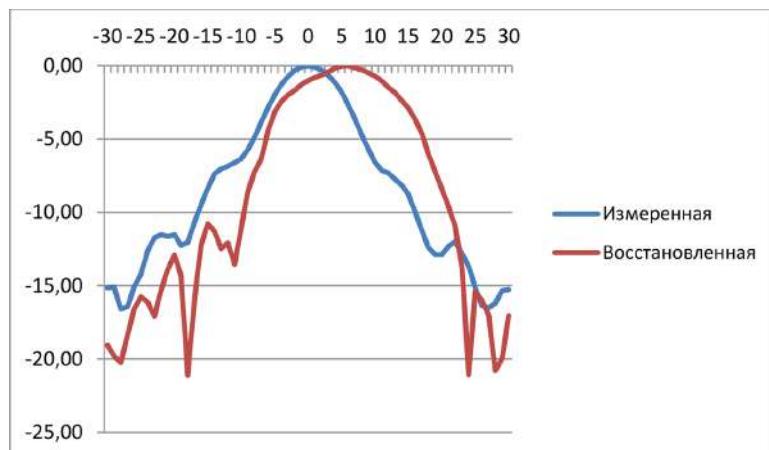


Рисунок 11. Без коррекции ФДН, ОВДН 0,263, до коррекции положения центра апертуры

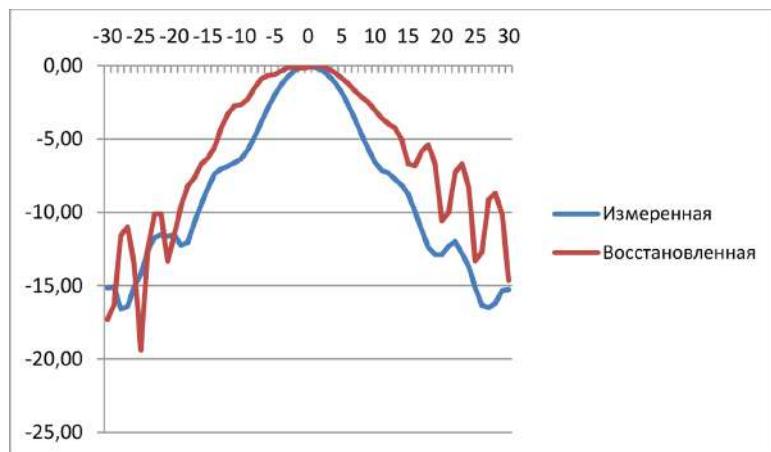


Рисунок 12. Без коррекции ФДН, ОВДН 0,263, после коррекции положения центра апертуры

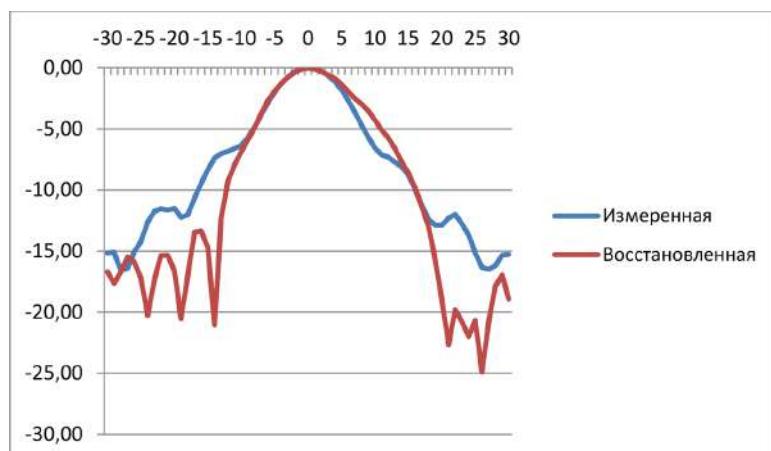


Рисунок 13. С коррекцией ФДН, ОВДН 0,263, до коррекции положения центра апертуры

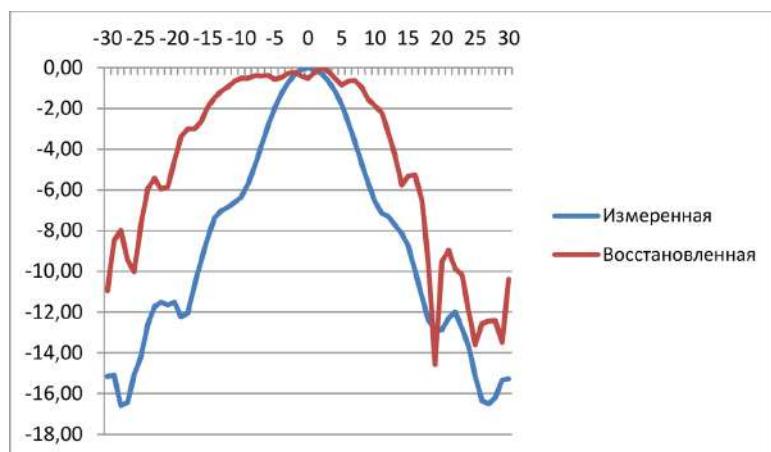


Рисунок 14. С коррекцией ФДН, ОВДН 0,263, после коррекции положения центра апертуры

Список литературы

- [1] Кривошеев Ю. В. Измерение характеристик антенн в зоне Френеля на разреженной сетке углов: специальность 05.12.07 «Антенны, СВЧ – устройства и их технологии»: диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук / Кривошеев Юрий Вячеславович; ФГБОУ ВПО «НИУ «МЭИ». Москва, 2014. 146 с. Текст: непосредственный.
- [2] Доманов С. К. Влияние технологических факторов на радиотехнические характеристики антенн космических аппаратов: специальность 05.12.07 "Антенны, СВЧ-устройства и их технологии": диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук / Доманов Сергей Константинович. Томск, 2018. 144 с.
- [3] Восстановление диаграммы направленности антенны по измерениям в зоне Френеля на стенде для измерений в дальней зоне / И. Л. Виленко, А. А. Медухин, Ю. А. Сусеров [и др.] // Антенны. 2005. № 1. С. 46–52.
- [4] Гриц В. И. Восстановление диаграммы направленности конической рупорной антенны в дальней зоне по измерениям в зоне Френеля // Современные проблемы радиоэлектроники: материалы XXIV Всероссийской научно-технической конференции с международным участием, посвящённой 129-й годовщине Дня радио. Красноярск: Сибирский федеральный университет, 2024. С. 118–121. ISBN 978-5-9905691-6-4.
- [5] Гриц В. И. Влияние увеличения размера области восстановления диаграммы направленности рупорной антенны в зоне Френеля на результат восстановления диаграммы направленности в дальней зоне // Материалы XXVIII Международной научно-практической конференции, посвящённой 100-летию со Дня рождения генерального конструктора ракетно-космических систем академика Михаила Федоровича Решетнева. Красноярск: СибГУ им. М. Ф. Решетнева, 2024. С. 349–352.
- [6] Калинин Ю. Н. Измерение координат фазового центра антенны // Антенны. 2014. № 4. С. 54–62.
- [7] Озеров М. А., Титаренко А. В. Синтезирование пространственной импульсной характеристики антенны для восстановления диаграммы направленности, измеренной в неидеальных условиях // Вестник метролога. 2016. № 4. С. 14–18. – ISSN 2413-1806
- [8] Озеров М. А. Разработка высоконформативных методов измерений характеристик направленности антенн и рассеивающих свойств материалов в промежуточной зоне излучения // Материалы XI научно-технической конференции "Метрология в радиоэлектронике". Менделеево: ФГУП "ВНИИФТРИ", 2016. С. 26–31. ISBN 978-5-903232-70-3
- [9] Fresnel Field to Far Field Transformation Based on Two-Dimensional Fourier Series Expansion / Y. V. Krivosheev, A. V. Shishlov, A. K. Tobolev, I. L. Vilenko // Advanced Electromagnetics Symposium. Paris: AES-2012, 2012, pp. 1–8.
- [10] Фрадин А. З., Рыжков Е. В. Измерение параметров антенно-фидерных устройств. М.: Государственное издательство литературы по вопросам связи и радио, 1962. 317 с.

COMPARISON OF THE RESULTS OF RESTORING THE RADIATION PATTERN OF A CONICAL HORN ANTENNA IN THE FAR ZONE BASED ON MEASUREMENTS IN THE FRESNEL ZONE AT DIFFERENT POSITIONS OF THE ANTENNA APERTURE CENTER RELATIVE TO THE CENTER OF ROTATION OF THE SUPPORT AND ROTATION DEVICE

V. I. Grits

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

Currently, antenna parameter measurement methods can be divided into two main groups: far-range and near-range methods. Long-range methods do not require expensive and complex equipment, but their implementation often requires an antenna range hundreds and thousands of meters long. In addition, the task of shielding the measuring path from the influence of signal

reflections from various objects becomes almost impossible. Near-field methods, on the contrary, are devoid of this disadvantage, but require the use of complex automated measurement and computing systems. The method of measuring antenna characteristics in the Fresnel zone makes it possible to organize an antenna range of significantly shorter length than in the methods of the far zone. This article is devoted to the use of this method in relation to a conical horn antenna at a frequency of 13 gigahertz (GHz). The effect of correction of phase direction pattern is shown for different values of the size of the direction pattern recovery area, as well as for different configurations of the antenna position on the control unit. The direction pattern recovery results was analyzed for each control unit configuration. Based on the analysis of the results of the direction pattern restoration results, a conclusion was made about the relationship between the need to correct the phase direction pattern and the distance from the center of the antenna aperture to the intersection of the axes of rotation of the control unit.

144

Keywords: antenna, Fresnel zone, measurement, restoration of direction pattern, phase pattern correction

Submitted: 21.07.2025. Accepted: 09.09.2025.

References

- [1] Krivosheev Yu. V. Measurement of antenna characteristics in the Fresnel zone on a sparse grid of angles: specialty 05.12.07 "Antennas, microwave devices and their technologies": dissertation for the degree of Candidate of Technical Sciences / Krivosheev Yuri Vyacheslavovich; Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Professional Education "NRU "MEI". Moscow, 2014. 146 p. Text: direct.
- [2] Domanov S. K. The influence of technological factors on the radio technical characteristics of spacecraft antennas: specialty 05.12.07 "Antennas, microwave devices and their technologies": dissertation for the degree of Candidate of Technical Sciences / Domanov Sergey Konstantinovich. Tomsk, 2018. 144 p. ill.
- [3] Restoration of the antenna radiation pattern from measurements in the Fresnel zone on a stand for measurements in the far zone / I. L. Vilenko, A. A. Medukhin, Yu. A. Suserov [et al.] // The antennas. 2005. № 1, pp. 46–52.
- [4] Grits V.I., Salomatov Yu. P. Restoration of the radiation pattern of a conical horn antenna in the far zone from measurements in the Fresnel zone // Modern problems of radio electronics: proceedings of the XXIV All-Russian Scientific and Technical conference with international participation dedicated to the 129th anniversary of Radio Day. Krasnoyarsk: Siberian Federal University, 2024, pp. 118–121. ISBN 978-5-9905691-6-4.
- [5] Grits V. I. The influence of an increase in the size of the area of restoration of the directional pattern of the horn antenna in the Fresnel zone on the result of the restoration of the directional pattern in the far zone // Proceedings of the XXVIII International Scientific and Practical Conference dedicated to the 100th anniversary of the birth of the General designer of rocket and space systems of Academician Mikhail Fedorovich Reshetnev. Krasnoyarsk: SibSU named after M. F. Reshetnev, 2024, pp. 349–352.
- [6] Kalinin Yu. N. Measuring the coordinates of the antenna phase center // Antennas. 2014. № 4, pp. 54–62.
- [7] Ozerov M. A., Titarenko A. V. Synthesizing the spatial impulse response of an antenna to restore a radiation pattern measured under non-ideal conditions // Bulletin of the metrologist. 2016. № 4, pp. 14–18. ISSN 2413-1806
- [8] Ozerov M. N. A. N. Development of highly informative methods for measuring antenna directional characteristics and scattering properties of materials in the intermediate radiation zone // Proceedings of the XI Scientific and Technical Conference "Metrology in Radio Electronics". Mendeleev: FSUE "VNIIFTRI", 2016, pp. 26–31. ISBN 978-5-903232-70-3
- [9] Fresnel Field to Far Field Transformation Based on Two-Dimensional Fourier Series Expansion / Y. V. Krivosheev, A. V. Shishlov, A. K. Tobolev, I. L. Vilenko // Advanced Electromagnetics Symposium. Paris: AES-2012, 2012, pp. 1–8.
- [10] Fradin A. Z., Ryzhkov E. V. Measuring the parameters of antenna-feeder devices. M.: State Publishing House of Literature on Communications and Radio, 1962, 317 p.

Сведения об авторе

Гриц Виктор Игоревич – инженер II категории АО «РЕШЕТНЁВ». Окончил СибГУ имени академика М. Ф. Решетнёва в 2020 году. Область научных интересов: космическая техника, антенны.

ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ И УСТОЙЧИВОСТИ СПЛОШНОГО И СЕТЧАТОГО АДАПТЕРОВ

Т. В. Гульков, Л. М. Ковалчук[✉], Т. В. Бурнышева

Новосибирский государственный технический университет
г. Новосибирск, Российская Федерация

Целью исследования является сравнение полей напряжений и устойчивости адаптеров различной конфигурации, изготовленных из алюминия Al-2024 и композита М46. Адаптеры имеют постоянную массу. Сплошной и сетчатый адаптеры усиливались жесткими шпангоутами по кромкам конструкций, нижние кромки фиксировались жесткой заделкой. Моделирование параметрических дискретных моделей проводилось в конечно-элементном программном комплексе ANSYS. Для сетчатого адаптера использовался балочный двухузловой конечный элемент с шестью степенями свободы BEAM4. В сплошной адаптер закладывался четырехузловой с шестью степенями свободы на каждый из узлов конечный элемент SHELL181. Нагрузка на конструкцию передавалась с использованием топологических связей с мнимым узлом, расположенным по центру верхнего шпангоута. Топологические связи моделировались жестким элементом MPC 184. К мнимому узлу прикладывалась осевая сжимающая нагрузка, равная 108 тс. Анализ напряженно-деформированного состояния сплошных адаптеров показал, что адаптер из углепластика держит нагрузку лучше, чем алюминиевый. Значения критической нагрузки потери устойчивости алюминиевого адаптера меньше, чем значения критической нагрузки адаптера из углепластика. Анализ полей напряжений и перемещений показал, что в сетчатом адаптере спиральные ребра работают на сжатие, а кольцевые на растяжение. Сравнение полей напряжений сетчатого и сплошного адаптеров, а также значений критических нагрузок позволяет сделать вывод о том, что эффективнее в изделии использовать сетчатую конструкцию.

Ключевые слова: напряженно-деформированное состояние, устойчивость, адаптер, ANSYS, поля напряжений, критическая нагрузка.

Поступила в редакцию: 12.02.2025. Принята к печати: 09.09.2025.

Введение

Выводимые на орбиту космические летательные аппараты бывают различных размеров и форм. Поэтому при проектировании таких изделий основным вопросом является их размещение в ракете-носителе в качестве полезного груза. Решением данного вопроса является либо проектирование космического аппарата под конструкцию ракеты-носителя, либо использование переходной системы-адаптера, которая стыкует ракету-носитель и запускаемый аппарат [1].

Адаптеры бывают сплошные и сетчатые, изготовленные из композитов или металлов. Они применяются в конструкциях межступеней и обтека-

телей космических носителей. Сетчатые адаптеры представляют собой конические решетчатые оболочки, состоящие из системы спиральных и кольцевых ребер. Использование сетчатых адаптеров позволяет при минимальной массе иметь высокую прочность и жесткость конструкции [2].

1. Описание исходной конструкции и постановка задачи

В работе рассматриваются конструкции сетчатого и сплошного адаптеров (рисунок 1). За исходную конструкцию принимался сетчатый адаптер, состоящий из пересекающихся спиральных и кольцевых ребер, подкрепленных на нижней и верхней кромках шпангоутами. Исходная конструкция изготовлена из углепластика марки М46.

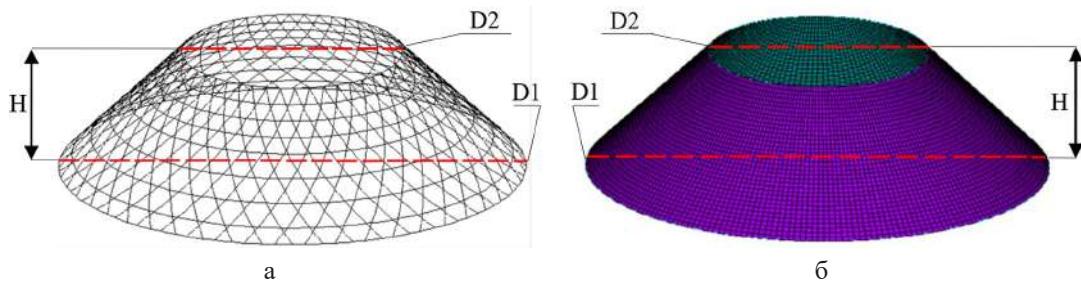


Рисунок 1. Рассматриваемые конструкции: а) – исходная конструкция; б) – сплошной адаптер

Таблица 1

Геометрические параметры

D 1, м	D 2, м	H, м
2.490	1.177	0.650

Таблица 2

Геометрические параметры семейств ребер

Ребра	Высота h, мм	Толщина b, мм	Кол-во, шт
Шпангоуты	30	18	2
Кольцевые	10	14	7
Сpirальныe	10	14	96

Таблица 3

Механические свойства материалов

Углепластик М46			Алюминий Al-2024		
E, Па	ρ , кг/м ³	ν	E, Па	ρ , кг/м ³	ν
1.8E 11	1650	0.19	0.7E 11	2770	0.33

Проводилось сравнение рассчитанных численно полей напряжений в сплошном и сетчатом адаптерах, а также значений критических нагрузок.

Сплошной адаптер усилен жесткими шпангоутами на верхней и нижней кромках. При моделировании адаптера использовалось два вида материалов: алюминий Al-2024 и углепластик М46. Геометрические параметры конструкций представлены в таблице 1. Геометрические параметры семейств ребер даны в таблице 2. Механические свойства материалов представлены в таблице 3.

Закрепление реализуется путем жесткой заделки на нижней кромке. В конструкциях к верхнему шпангоуту прикладывается осевая сжимающая нагрузка, равная 108 тс.

2. Расчет массы и толщины

Расчет массы исходной конструкции представлен в блок-схеме (рисунок 2). На первом этапе задаются постоянные параметры, такие как высота конструкции (H), радиусы верхнего (R1) и нижнего основания (R2) соответственно, геометрические параметры реберной структуры – толщина

(b) и высота (h), а также вычисляется длина ребер [3]. На следующем этапе рассчитывается объем каждого семейства ребер, а далее определяется их масса. Общая масса исходной конструкции составила 42.525 кг (рисунок 3).

Необходимо учитывать, что масса сплошных адаптеров должна быть равна массе исходной конструкции [4]. Толщины оболочек из углепластика и алюминия равны 3.7 мм и 1.7 мм соответственно.

3. Конечно-элементное моделирование конструкций в Ansys Mechanical APDL

Для моделирования конструкций сплошного и сетчатого адаптеров воспользуемся программным конечно-элементным комплексом ANSYS. Для моделирования параметрических дискретных моделей использовалась следующая блок-схема (рисунок 4).

Построение моделей проводилось в цилиндрической системе координат. На первом этапе задается блок точек с использованием команды K,, x, y, z, где x, y, z – координаты точек (рисунок 5а).



Рисунок 2. Блок-схема расчета массы

Длины

$$Lsp := 1.045 \cdot 48.2 = 100.32 \text{ м. } Lshp := 7.823 + 3.698 = 11.521 \text{ м. } Lkol := 39.3312 \text{ м.}$$

Поперечные сечения

$$Ssp := 0.01 \cdot 0.014 = 1.4 \times 10^{-4} \text{ м}^2 \quad Sshp := 0.03 \cdot 0.018 = 5.4 \times 10^{-4} \text{ м}^2$$

$$Skol := 0.01 \cdot 0.014 = 1.4 \times 10^{-4} \text{ м}^2$$

Объемы

$$Vsp := Lsp \cdot Ssp = 0.014 \text{ м}^3 \quad Vshp := Lshp \cdot Sshp = 6.221 \times 10^{-3} \text{ м}^3$$

$$Vkol := Lkol \cdot Skol = 5.506 \times 10^{-3} \text{ м}^3$$

Общий объем

$$V := Vsp + Vshp + Vkol = 0.026 \text{ м}^3$$

Общая масса

$$M := V \cdot 1650 = 42.525 \text{ кг.}$$

Рисунок 3. Расчет массы исходной оболочки в Mathcad15

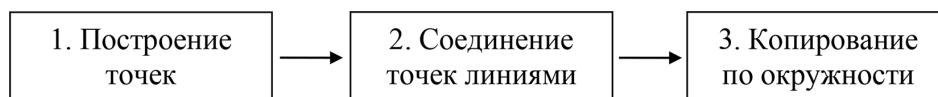


Рисунок 4. Блок-схема построения параметрических моделей

Для получения структурного элемента используются команды L, k1, k2 и A, k1, k2, k3, k4, точки соединяются линиями либо элементами площади с помощью команд. После полученный структурный элемент копируется по окружности командой LGEN [5] (рисунок 5в).

Для моделирования семейств ребер закладывался балочный элемент BEAM4 – двухузловой конечный элемент с шестью степенями свободы в каждом узле. При построении сплошной конструкции использовался оболочечный элемент SHELL181 – четырехузловой конечный элемент с шестью степенями свободы в каждом узле [6]. В качестве топологических связей, которые применяются для передачи нагрузки на конструкцию через мнимый узел, выступал абсолютно жесткий элемент MPC 184.

На рисунке 7 представлены конечно-элементные модели сетчатого и сплошного адаптеров, а также пронумерованные семейства конечных элементов. В сплошной конструкции под отметкой 1 обозначается балочный элемент, под отметкой 2 – оболочечный элемент, под отметкой 3 – жесткий элемент MPC 184. В сетчатой конструкции под отметками 1, 2, 3 обозначаются балочные элементы, под отметкой 4 – жесткий элемент.

4. Границные условия

Сжимающая осевая нагрузка, равная 108 тс, приложена к мнимому узлу и передается равномерно на конструкцию (рисунок 8а, б). Нижний шпангоут фиксируется по всем степеням свободы (рисунок 8в, г).

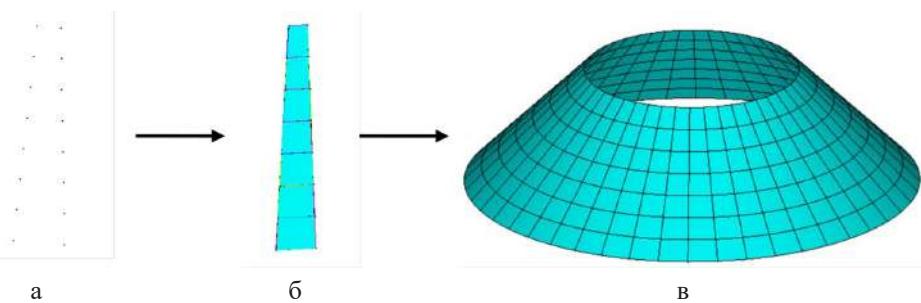


Рисунок 5. Построение параметрической модели сплошного адаптера: а) – создание точек; б) – структурный элемент; в) – полученная модель

148

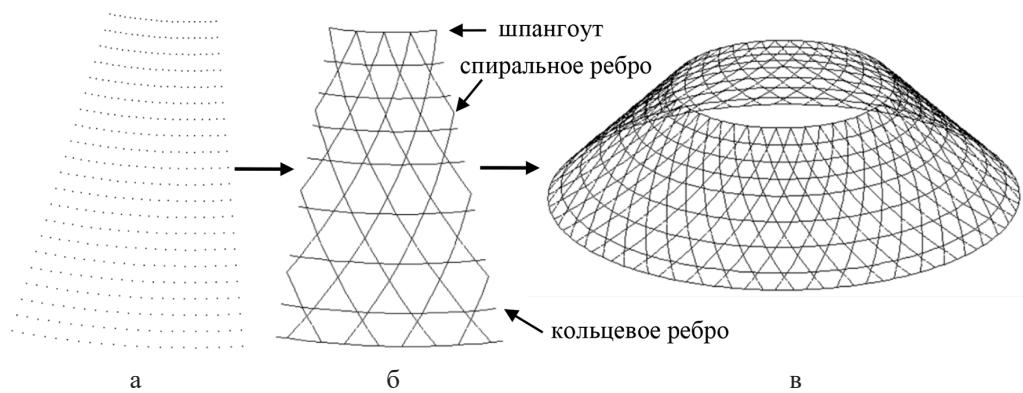
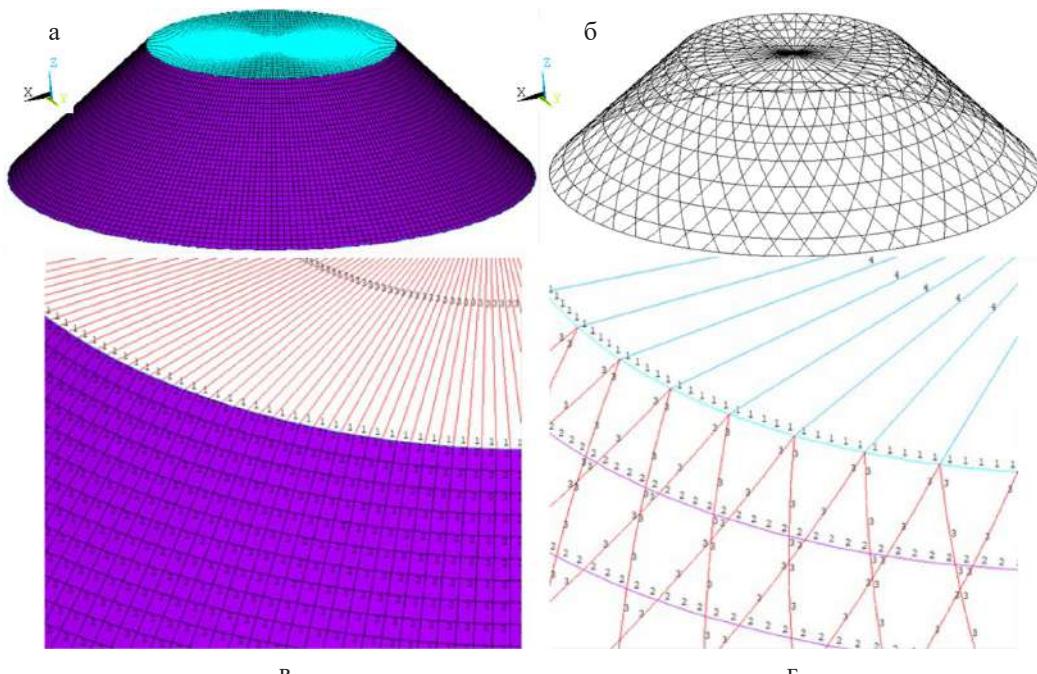


Рисунок 6. Построение параметрической модели сетчатого адаптера: а) – создание точек; б) – структурный элемент; в) – полученная модель



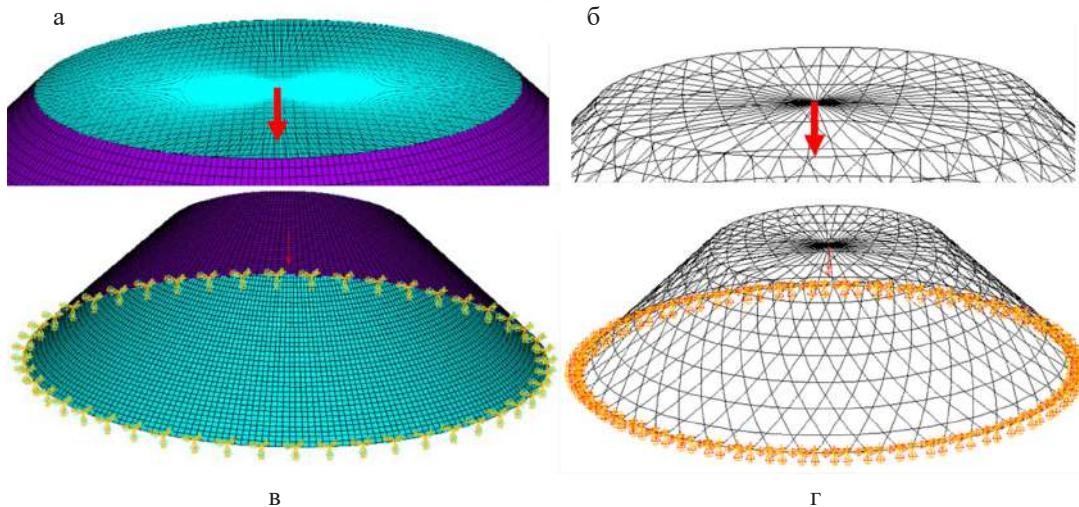


Рисунок 8. Границные условия: а) – нагрузка сплошного адаптера; б) – нагрузка сетчатого адаптера; в) – закрепление сплошного адаптера; г) – закрепление сетчатого адаптера

5. Напряженно-деформированное состояние сплошных оболочек

Рассмотрим напряженно-деформированное состояние сплошной оболочки из углепластика, возникающее в результате приложенной осевой сжимающей силы, равной 108 тс (рисунок 9).

Абсолютные значения максимальных сжимающих напряжений равны 128 МПа.

На рисунке 10 представлены поля перемещений в адаптере из углепластика под нагрузкой.

Значение максимального перемещения конструкции из углепластика равно 0.57 мм.

Рассмотрим напряженно-деформированное состояние алюминиевого адаптера, возникающее от приложенной осевой сжимающей силы, равной 108 тс (рисунок 11).

Максимальное значение напряжений по Мизесу равно 269 МПа.

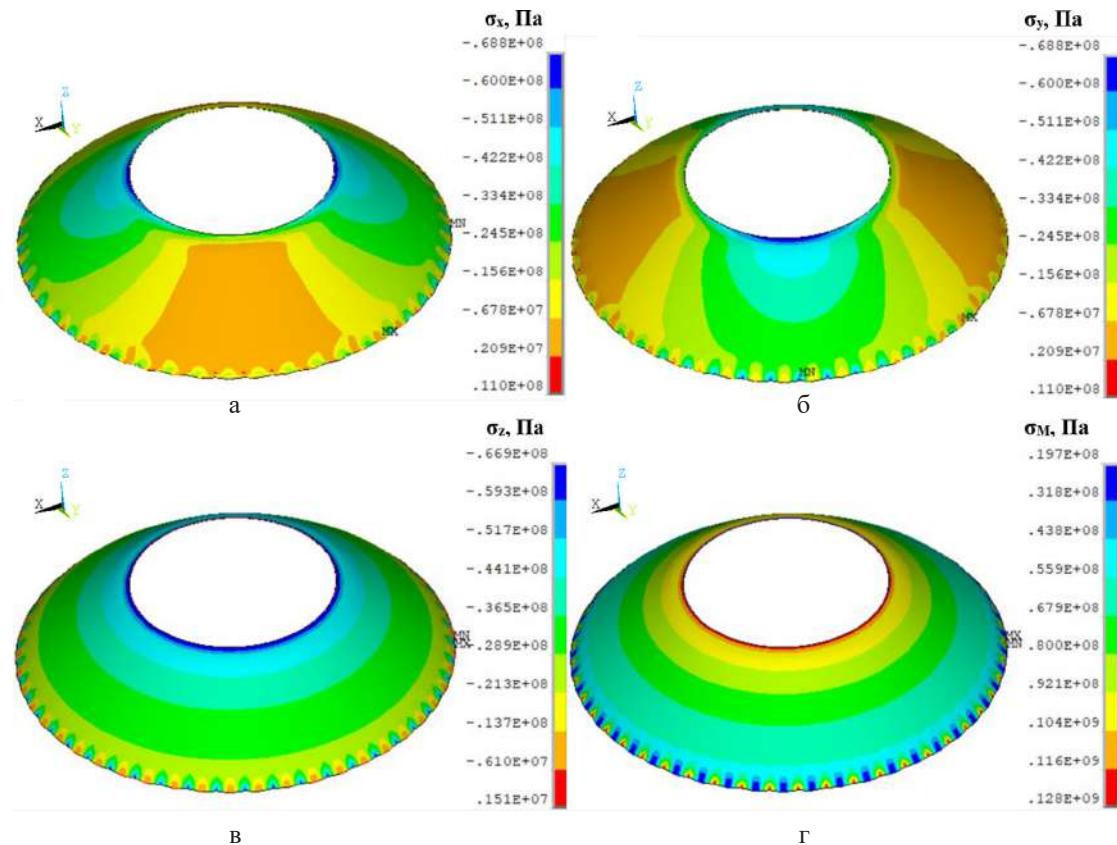


Рисунок 9. Поля напряжений в адаптере из углепластика: а) – напряжения в направлении оси X; б) – напряжения в направлении оси Y; в) – напряжения в направлении оси Z; г) – напряжение по Мизесу

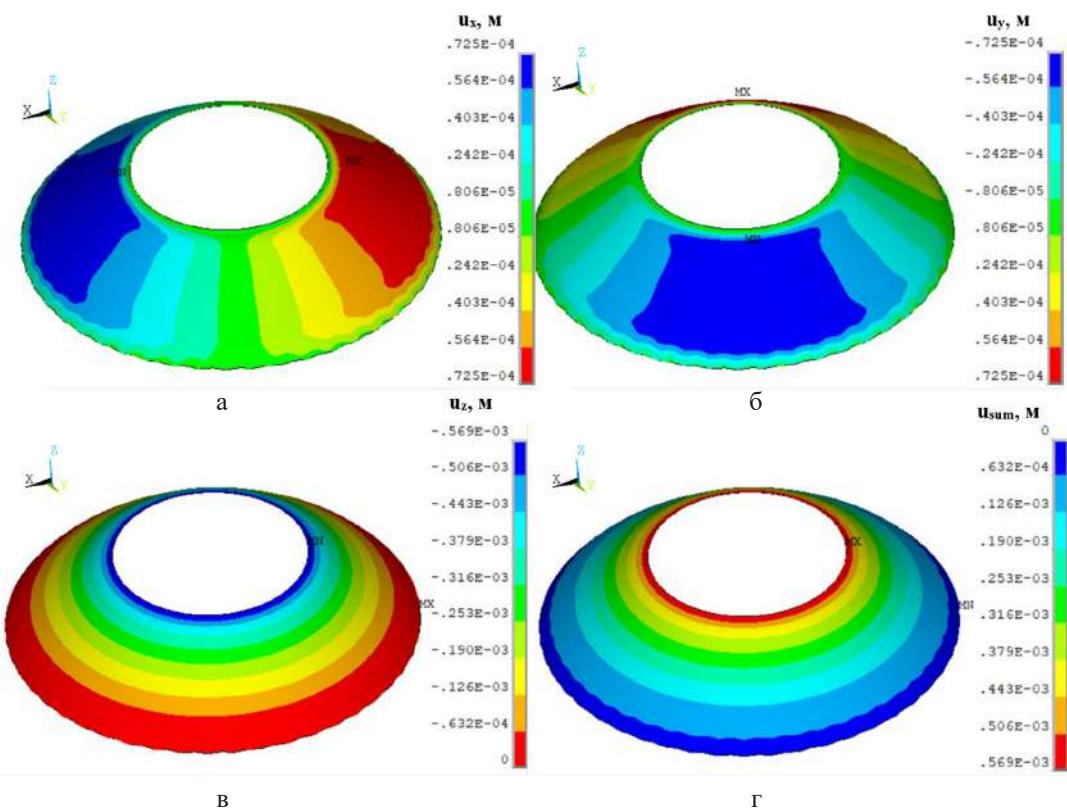


Рисунок 10. Поля перемещений в адаптере из углепластика: а) – перемещения в направлении оси X; б) – перемещения в направлении оси Y; в) – перемещения в направлении оси Z; г) – суммированные перемещения

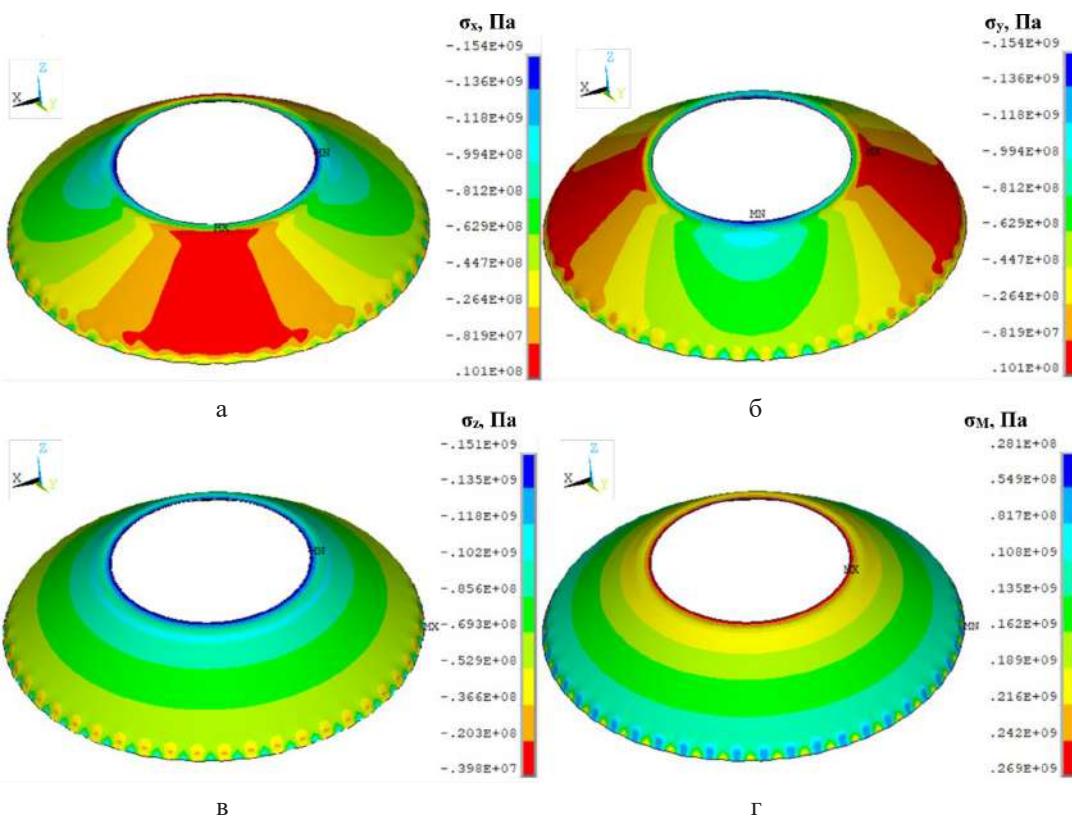


Рисунок 11. Поля напряжений в сплошном адаптере из алюминия: а) – напряжений в направлении оси X; б) – напряжений в направлении оси Y; в) – напряжений в направлении оси Z; г) – напряжения по Мизесу

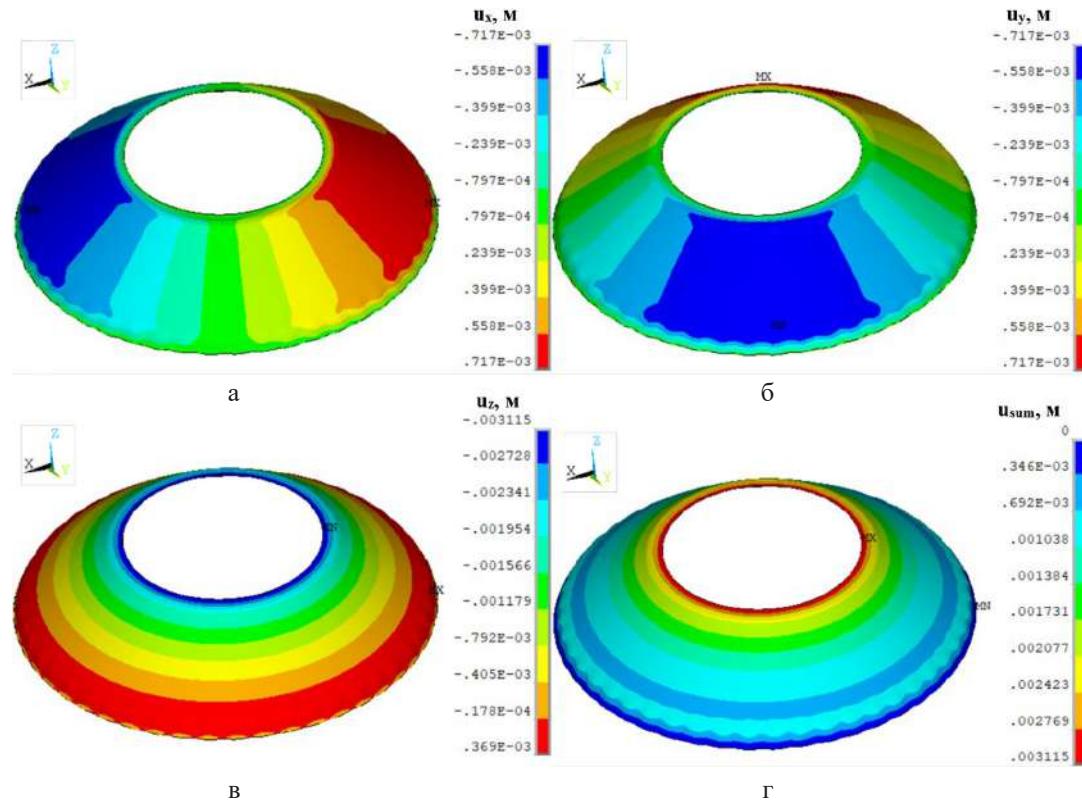


Рисунок 12. Поля перемещений алюминиевого адаптера: а) – перемещения в направлении оси X; б) – перемещения в направлении оси Y; в) – перемещения в направлении оси Z; г) – суммированные перемещения

Перемещения сплошной оболочки из алюминия представлены на рисунке 12.

Значения максимальных перемещений сплошного адаптера из алюминия равны 3.12 мм.

Анализ полей напряжений показал, что максимальные напряжения по Мизесу в сплошном адаптере из углепластика меньше в 2.1 раза, чем в адаптере из алюминия. Сплошные адаптеры из алюминия и углепластика не достигают предельных значений максимальных напряжений.

Допускаемые напряжения при сжатии у материалов составляют не менее 1000 МПа для углепластика и 470 МПа для алюминия [7].

6. Устойчивость сплошных оболочек

Для определения значений критической нагрузки проведем анализ устойчивости оболочек из углепластика [8] и алюминия в конечно-элементном комплексе ANSYS.

На рисунке 13 представлены первые формы потери устойчивости моделей.

Критическая нагрузка для конструкции из углепластика составила 4.63 МН, а для конструкции из алюминия – 0.4 МН. Анализ форм потери устойчивости адаптеров из углепластика и алюминия показал, что оболочки деформируются осесимметрично, волнообразно. Выпучивание

конструкции наблюдается в средней по высоте части конструкции и локализуется в зоне нижнего шпангоута конструкций.

Рассмотрим напряженно-деформированное состояние конструкций при критической нагрузке (рисунок 14).

Абсолютное максимальное значение напряжения в адаптере из углепластика составило 559 МПа, в алюминиевом – 102 МПа.

Максимальные значения суммарных перемещений для адаптеров из углепластика и алюминия составили 2.48 мм и 1.18 мм соответственно.

7. Напряженно-деформированное состояние сетчатой оболочки

Рассмотрим напряженно-деформированное состояние сетчатой конструкции, возникающее от сжимающей осевой нагрузки в 108 тс (рисунок 15).

Абсолютное значение максимального сжимающего напряжения в спиральных ребрах сетчатого адаптера составило 132 МПа. В кольцевых ребрах максимальное значение растягивающих напряжений равно 55.2 МПа. При сжимающей нагрузке спиральные ребра работают на сжатие, а кольцевые на растяжение [9]. Значения максимальных напряжений не превышают допустимых.

Поля перемещений сетчатого адаптера представлены на рисунке 16.

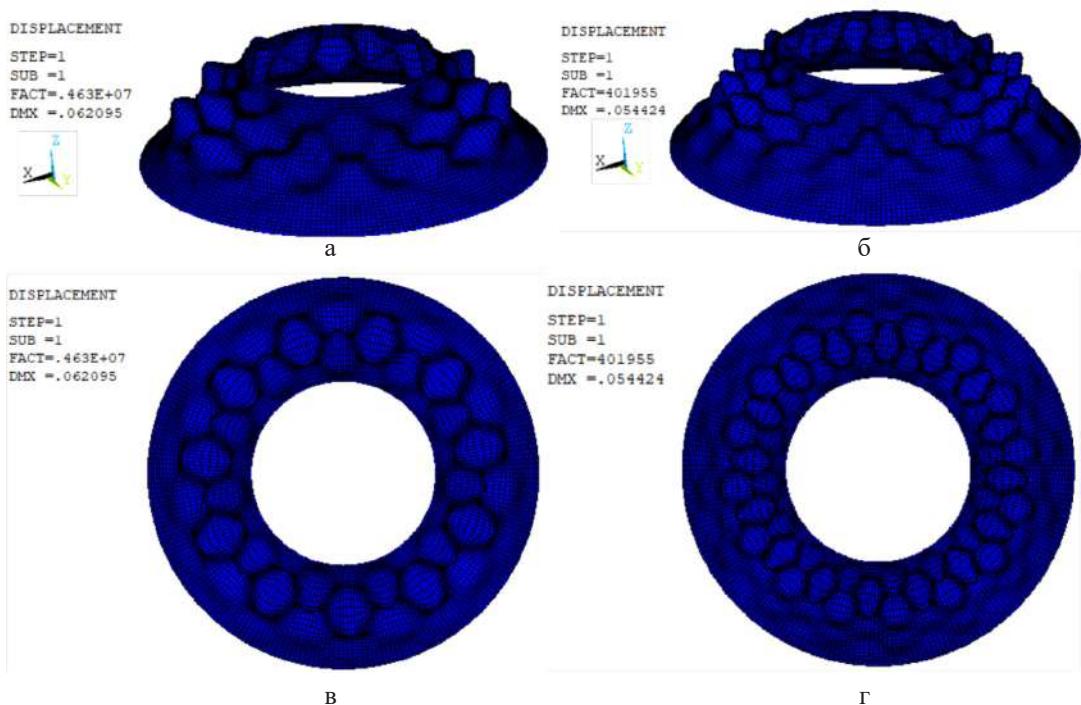


Рисунок 13. Первые формы потери устойчивости адаптеров: а) – из углепластика (вид сбоку); б) – из алюминия (вид сбоку); в) – из углепластика (вид сверху); г) – из алюминия (вид сверху)

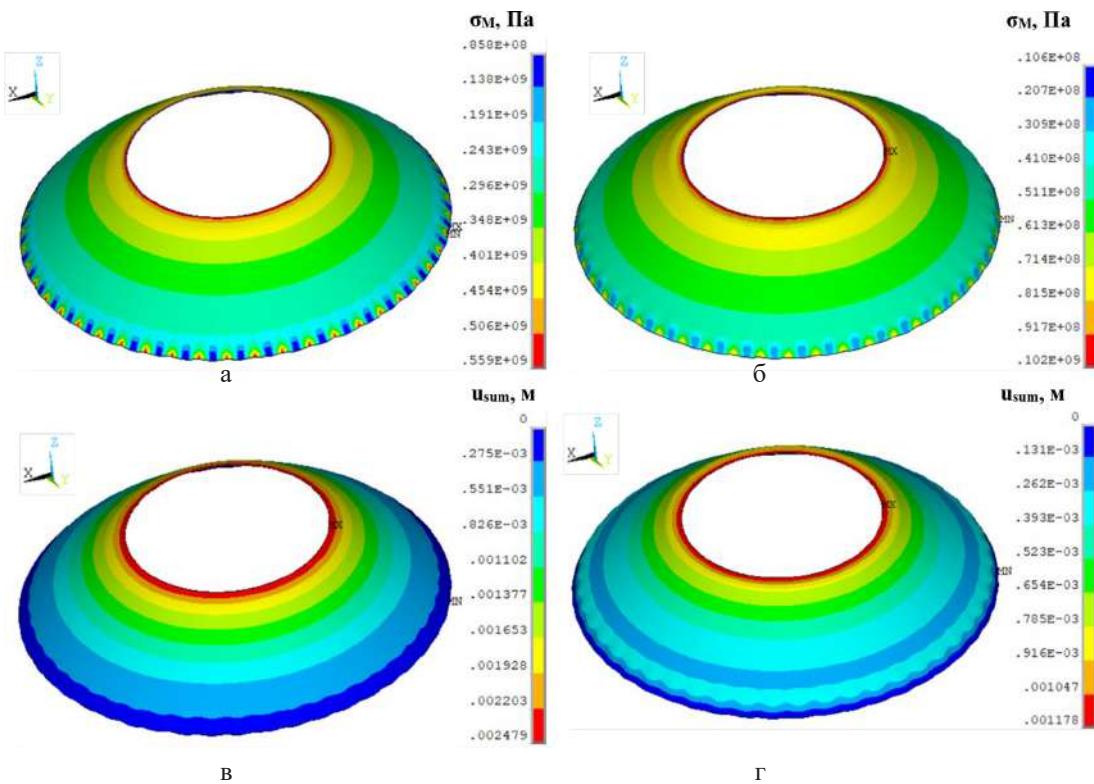


Рисунок 14. Поля напряжений по Мизесу и поля перемещений: а) – напряжения в адаптере из углепластика; б) – напряжения в адаптере из алюминия; в) – перемещения в адаптере из углепластика; г) – перемещения в адаптере из алюминия

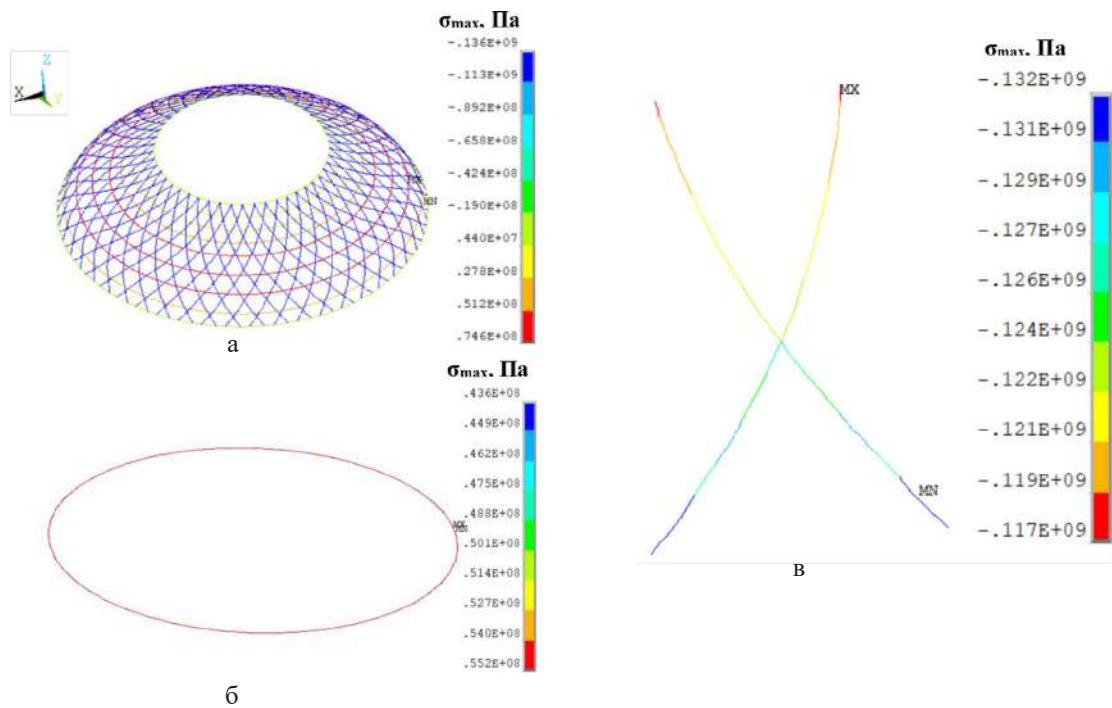


Рисунок 15. Поля напряжений: а) – в исходном адаптере; б) – в кольцевом ребре; б) – в паре спиральных ребер

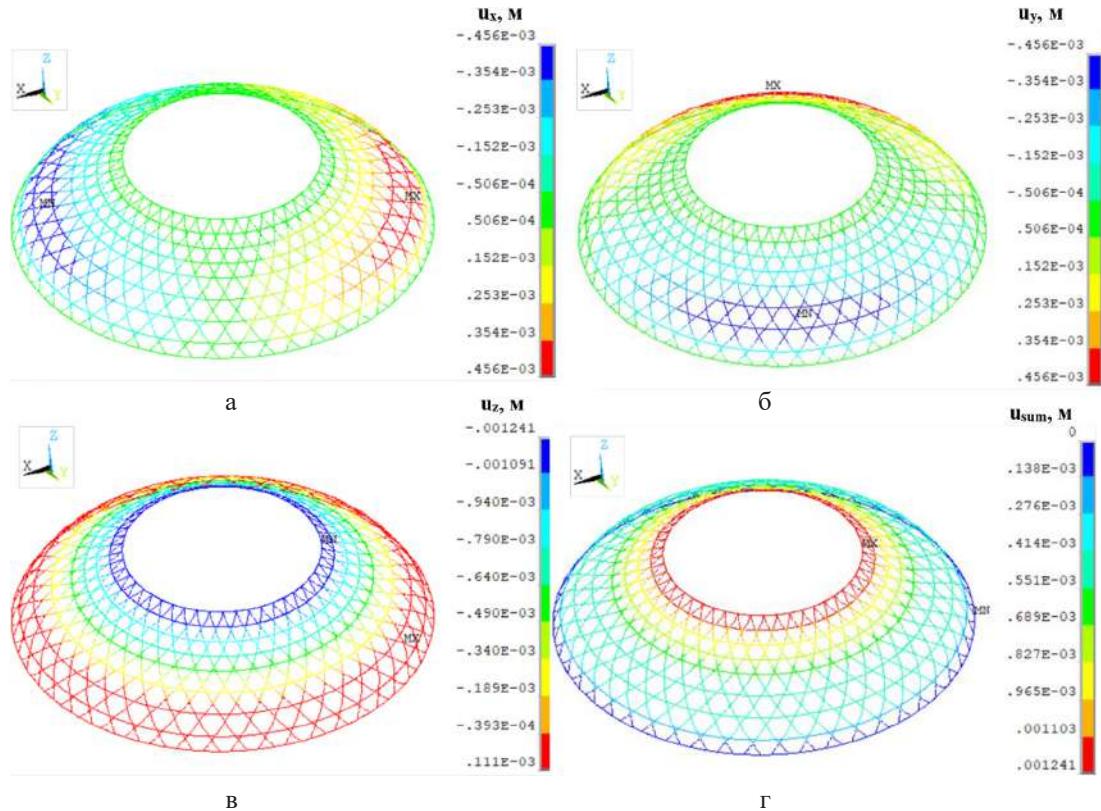


Рисунок 16. Поля перемещений в сетчатом адаптере: а) – в направлении оси X; б) – в направлении оси Y; в) – в направлении оси Z; г) – суммарные перемещения

Значение максимального перемещения сетчатого адаптера составило 1.24 мм.

8. Устойчивость сетчатой оболочки

Для определения критической нагрузки проведем анализ устойчивости исходной сетчатой конструкции (см. рисунок 1а) и рассмотрим первую форму потери устойчивости (рисунок 17).

154

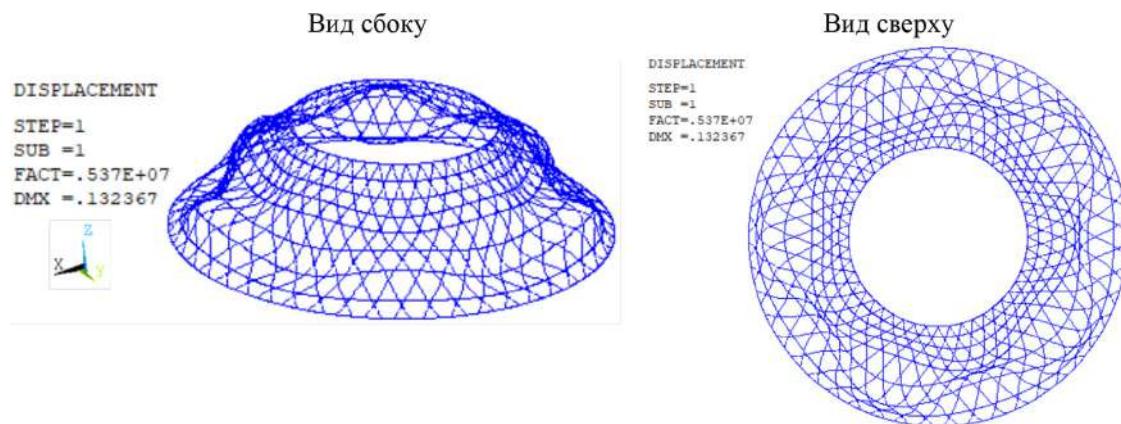


Рисунок 17. Первая форма потери устойчивости исходного сетчатого адаптера

Критическая нагрузка сетчатой оболочки составила 5.37 МН. Форма потери устойчивости симметрична. Смятие ребер происходит по среднему поясу конструкции и локализуется к нижнему шпангоуту.

Рассмотрим поля напряжений и перемещений при приложении критической нагрузки, равной 5.37 МН (рисунок 18).

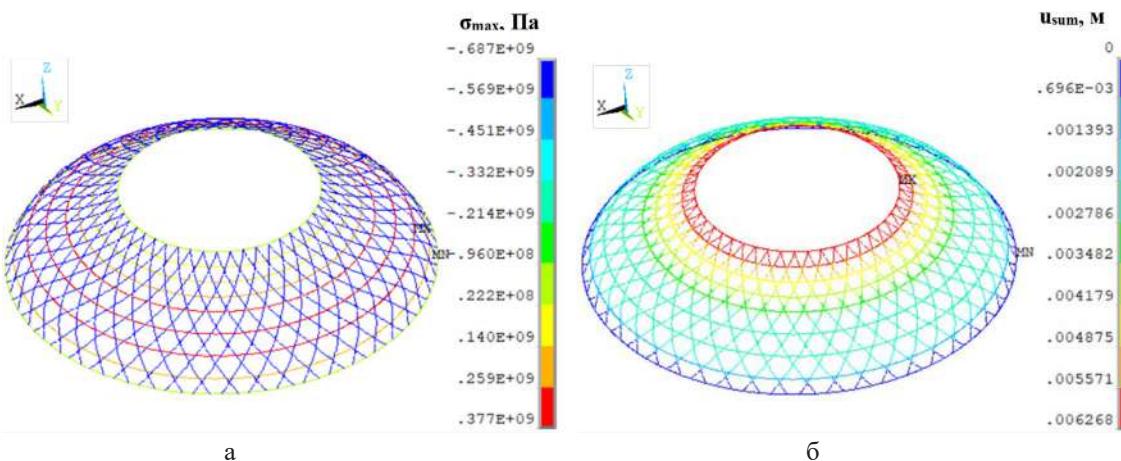


Рисунок 18. Поля напряжений и суммарных перемещений сетчатой конструкции: а) – максимальные напряжения от критической силы; б) – перемещения от критической силы

Абсолютное значение максимального сжимающего напряжения при критической нагрузке составило 637 МПа, а растягивающее – 377 МПа. Максимальное значение суммарного перемещения равно 6.27 мм.

Заключение

В результате проведенного исследования были сформулированы следующие выводы.

1. Масса исходной сетчатой конструкции составила 42.525 кг. Данная масса фиксировалась для сплошных адаптеров. При фиксированной массе были вычислены значения толщин сплошных оболочек из углепластика и алюминия, которые равны соответственно 3.7 и 1.7 мм.

2. В ходе моделирования адаптеров были выбраны конечные элементы для численных моделей. В конечно-элементном комплексе ANSYS построены модели сетчатого и сплошных адаптеров.
3. Рассчитывались поля напряжений и перемещений сплошных адаптеров от осевой сжимающей силы в 108 тс. Модели были закреплены заделкой по основанию нижнего шпангоута. Анализ

полей напряжений показал, что максимальные напряжения по Мизесу для адаптера из углепластика в 2.1 раза меньше, чем у конструкции из алюминия и равны соответственно 128 и 269 МПа. Максимальное суммарное перемещение для адап-

тера из углепластика равно 0.57 мм, а для конструкции из алюминия – 3.12 мм. Максимальные напряжения для адаптеров не превышают допустимых.

4. Анализ устойчивости сплошных конструкций показал, что критическая нагрузка для адаптера из углепластика в 10 раз больше, чем у конструкции из алюминия. Значения критических нагрузок равны 4.63 и 0.4 МН соответственно. Поля напряжений и перемещений в конструкциях рассчитывались при вычисленной критической нагрузке потери устойчивости. Анализ полей напряжений показал, что сплошные оболочки работают на сжатие. Адаптер из углепластика работает на сжатие эффективнее, чем конструкция из алюминия. Максимальные напряжения от действия критической нагрузки не превышают допустимых напряжений. Таким образом, можно сделать вывод, что адаптеры теряют устойчивость до разрушения.

5. Спиральные ребра сетчатого адаптера при осевом нагружении работают на сжатие, а коль-

цевые ребра на растяжение. Абсолютные значения максимальных напряжений при сжатии составили 132 МПа, а на растяжение – 55.2 МПа. Максимальные напряжения не превышают допустимых значений. Максимальные перемещения равны 1.24 мм.

6. Расчет устойчивости сетчатого адаптера показал, что критическая нагрузка составляет 5.37 МН. Напряжения в конструкции не превышают допустимых значений. Критическая сила для сетчатого адаптера в 1.16 раза больше, чем для сплошного композитного адаптера. Таким образом, на осевое сжатие с учетом устойчивости и напряженного состояния эффективнее работает сетчатый адаптер из композитного материала – углепластика.

Дальнейшее развитие работы заключается в исследовании напряженно-деформированного состояния и устойчивости адаптера из углепластика при изменении сетчатой структуры и фиксированной массе.

Список литературы

- [1] Хахленкова А. А., Лопатин А. В. Обзор конструкций адаптеров современных космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2018. № 3 (25). С. 134–146.
- [2] Васильев В. В., Разин А. Ф., Азаров А. В. Композиционные сетчатые конструкции – проектирование, расчет и изготовление. М.: Инновационное машиностроение, 2023. 488 с.: ил.
- [3] Ковальчук Л. М. Подход к рациональному проектированию реберной структуры сетчатой оболочки без обшивки с учетом ее массы и приложенной нагрузки / Л. М. Ковальчук; науч. рук. Т. В. Бурнышева. – Текст: электронный // Россия молодая: сб. материалов 13 Всероссийской научно-практической конференции с международным участием, Кемерово, 20–23 апр. 2021 г. Кемерово: ФГБОУ ВО «Кузбас. гос. техн. ун-т им. Т. Ф. Горбачева», 2021. URL: <http://science.kuzstu.ru/wp-content/Events/Conference/RM/2021/RM21/pages/Articles/042101.pdf> (дата обращения: 28.01.2022). ISBN 978-5-00137-232-5.
- [4] Бурнышева Т. В. Применение методологии вычислительного эксперимента в задачах проектирования и диагностики анизогридных конструкций космических летательных аппаратов // Научно-технический вестник Поволжья. 2014. № 6. С. 98–102.
- [5] Ковальчук Л. М., Бурнышева Т. В. О подходах к построению параметрической дискретной модели сетчатой цилиндрической оболочки в конечно-элементном пакете ANSYS. Текст: электронный // Краевые задачи и математическое моделирование: тематический сборник научных статей. Новокузнецк: Изд-во КГПИ КемГУ, 2023. С. 52–57. 8 CD-ROMs. – Загл. с экрана.
- [6] Хахленкова А. А., Шатов А. В. Геометрическое и конечно-элементное моделирование сетчатой конической оболочки с геодезической траекторией спиральных ребер // Сибирский аэрокосмический журнал. 2016. Т. 17. № 2. С. 372–376.
- [7] Totaro G. Flexural, torsional, and axial global stiffness properties of anisogrid lattice conical shells in composite material // Composite Structures. 2018. № 184, pp. 540–551.
- [8] Бурнышева Т. В., Кравцова Ю. А. Решение задачи устойчивости сетчатых оболочек из композиционных материалов при статическом нагружении [Текст] // Научно-технический вестник Поволжья. 2012. № 1. С. 101–105.
- [9] Ковальчук Л. М., Бурнышева Т. В. Анализ напряженно-деформированного состояния трансформируемой конструкции при осевом сжатии и кручении / науч. рук. Т. В. Бурнышева. Текст: непосредственный // Наука. Технологии. Инновации: сборник научных трудов 17 Всероссийской научной конференции молодых ученых, Новосибирск, 4–8 дек. 2023 г.: в 11 ч. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2024. Ч. 10. С. 34–38. 100 экз. ISBN 978-5-7782-5138-0.
- [10] Исследование изогридной и сплошной конструкций на напряженно-деформированное состояние и устойчивость = Stress – strain and stability test of isogrid and solid structures / Д. Д. Козырев, Т. В. Гульков, Л. М. Ковальчук, Т. В. Бурнышева. Текст: электронный // Решетневские чтения: материалы XXVIII Международной научно-практической конференции, посвященной 100-летию со Дня рождения генерального конструктора ракетно-

космических систем академика Михаила Федоровича Решетнева, Красноярск, 18–22 ноября 2024 г.: в 2 ч. Красноярск: Изд-во СибГУ, 2024. Ч. 1. С. 80–82. – Режим доступа: <https://reshetnev.sibsa.ru/page/materialy-konferentsii>. – Загл. с экрана.

INVESTIGATION OF THE STRESS-STRAIN STATE AND STABILITY OF SOLID AND MESH ADAPTERS

T. V. Gulkov, L. M. Kovalchuk, T. V. Burnysheva

Novosibirsk State Technical University
Novosibirsk, Russian Federation

The aim of the study is to compare the stress fields and stability of adapters of various configurations made of aluminum Al – 2024 and composite M46. The adapters have a constant mass. The solid and mesh adapters were reinforced with rigid frames along the edges of the structures, the lower edges were fixed with rigid sealing. Parametric discrete models were modeled using the ANSYS finite element software package. A two-node beam end element with six degrees of freedom BEAM4 was used for the mesh adapter. A four-node, six-degree-of-freedom terminal element SHELL181 was inserted into the solid adapter. The load on the structure was transferred using topological connections with an imaginary node located in the center of the upper frame. Topological connections were modeled by a rigid MPC 184 element. An axial compressive load of 108 t.s. was applied to the imaginary node. Analysis of the stress-strain state of the continuous adapters showed that the adapter made of carbon fiber holds the load better than aluminum. The values of the critical load of the stability loss of the aluminum adapter are less than the values of the critical load of the carbon fiber adapter. The analysis of stress and displacement fields has shown that in the mesh adapter, the spiral fins work for compression, and the annular fins work for tension. A comparison of the stress fields of the mesh and solid adapters, as well as the values of critical loads, allows us to conclude that it is more efficient to use a mesh structure in the product.

Keywords: stress-strain state, stability, adapter, ANSYS, distribution fields, critical load.

Submitted: 12.02.2025. Accepted: 09.09.2025.

References

- [1] Khakhlenkova A. A., Lopatin A. V. Overview of adapter designs of modern spacecraft // Spacecraft and technologies. 2018. № 3 (25), pp. 134–146.
- [2] Vasiliev V. V., Razin A. F., Azarov A. V. Composite mesh structures – design, calculation and manufacture. Moscow: Innovative Engineering, 2023. 488 p.: ill.
- [3] Kovalchuk L. M. An approach to the rational design of the rib structure of a mesh shell without cladding, taking into account its mass and applied load / L. M. Kovalchuk; scientific supervisor T. V. Burnysheva. – Text: electronic // Young Russia: collection of materials of the 13th All-Russian Scientific and Practical Conference with international Moscow, Kemerovo, April 20–23, 2021. Kemerovo: Kuzbass State Technical University T. F. Gorbachev University", 2021. – URL: <http://science.kuzstu.ru/wp-content/Events/Conference/RM/2021/RM21/pages/Articles/042101.pdf> (accessed: 01/28/2022). – ISBN 978-5-00137-232-5.
- [4] Burnysheva T. V. Application of computational experiment methodology in the problems of designing and diagnosing anisogrid structures of spacecraft // Scientific and Technical Bulletin of the Volga Region. 2014. № 6, pp. 98–102.

- [5] Kovalchuk L. M., Burnysheva T. V. On approaches to constructing a parametric discrete model of a cylindrical mesh shell in the finite element package ANSYS. – Text: electronic // Boundary value problems and mathematical modeling: themat. collection of scientific articles. Novokuznetsk: Publishing house of KGPI KemGU, 2023, pp. 52–57. 8 CD-ROMs. Caption from the screen.
- [6] Khakhlenkova A. A., Shatov A. V. Geometric and finite element modeling of a reticulated conical shell with a geodesic trajectory of spiral ribs // Siberian Aerospace Journal, 2016. Vol. 17, № 2, pp. 372–376.
- [7] Totaro G. Flexural, torsional, and axial global stiffness properties of anisogrid lattice conical shells in composite material // Composite Structures. 2018. № 184, pp. 540–551.
- [8] Burnysheva T. V., Kravtsova Yu. A. Solving the problem of stability of mesh shells made of composite materials under static loading [Text] // Scientific and Technical Bulletin of the Volga region. 2012. № 1, pp. 101–105.
- [9] Kovalchuk L. M., Burnysheva T. V. Analysis of the stress-strain state of a transformed structure under axial compression and torsion / scientific direction of T. V. Burnysheva. Text: direct // Science. Technologies. Innovations: collection of scientific papers 17 of the All-Russian Scientific Conference of Young Scientists, Novosibirsk, December 4–8, 2023: at 11 a.m. – Novosibirsk: NSTU Publishing House, 2024. Part 10, pp. 34–38. 100 copies – ISBN 978-5-7782-5138-0.
- [10] Study of isogrid and solid structures for stress – strain state and stability = Stress – strain and stability test of isogrid and solid structures / D. D. Kozyrev, T. V. Gulkov, L. M. Kovalchuk, T. V. Burnysheva – Text: electronic // Reshetnev readings: proceedings of the XXVIII International Scientific and Practical Conference, dedicated to To the 100th anniversary of the birth of the General Designer of Rocket and Space Systems, Academician Mikhail Fedorovich Reshetnev, Krasnoyarsk, November 18–22, 2024: at 2 a.m. – Krasnoyarsk: Publishing House of SibGU, 2024. Part 1, pp. 80–82. Access mode: <https://reshetnev.sibsa.ru/page/materialy-konferentsii>. – Cover from the screen.

Сведения об авторах

Гульков Тимофей Владимирович – магистрант НГТУ. Окончил факультет летательных аппаратов Новосибирского государственного технического университета в 2025 году. Область научных интересов: космическая и авиационная техника, численное моделирование, расчеты конструкций на прочность.

Ковалчук Лидия Максимовна – ассистент, лаборант кафедры «Прочность летательных аппаратов» НГТУ. Окончила факультет летательных аппаратов Новосибирского государственного технического университета в 2023 году. Область научных интересов: космическая и авиационная техника, механика деформируемого твёрдого тела.

Бурнышева Татьяна Витальевна – доктор технических наук, доцент, профессор кафедры «Прочность летательных аппаратов» Новосибирского государственного технического университета. Окончила математический факультет Кемеровского государственного университета в 1995 году. Область научных интересов: космическая и авиационная техника, механика деформируемого твёрдого тела, численное моделирование, математическое моделирование, расчеты конструкций на прочность.

ПОВЫШЕНИЕ НАГРУЗОЧНОЙ СПОСОБНОСТИ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ПРОФИЛЬНО-СОПРЯЖЕННОЙ ГЛОБОИДНО-ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ЧЕРВЯЧНОЙ ПАРЫ

О. А. Суханова✉, А. В. Сутягин,
Е. В. Патраев, И. В. Трифанов

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

В космической технике для наведения антенн, объективов и других систем используются специальные приводы, к которым предъявляются высокие требования по точности позиционирования, плавности хода самоторможению, снижению габаритов и массы, повышению нагрузочной способности ресурса работы и КПД. Применяемые механические передачи систем космического назначения используются в виде комбинированных преобразователей, таких как зубчатые цилиндрическо-червячные, червячно-винтовые и др. При помощи червячных передач, обладающих самоторможением, возможно получение точных и малых перемещений. Основным недостатком, препятствующим повышению нагрузочной способности существующих глобоидных червячных передач, является нерациональная геометрия зацепления по линейчатому контакту винтовой поверхности глобоидного червяка и зубьев цилиндрического червячного колеса, что снижает нагрузочную способность и обусловлено технологической сложностью изготовления винтовой поверхности глобоидного червяка радиусного нелинейчатого профиля. Цель исследования – разработка КТР и технологии изготовления профильно-сопряженной глобоидно-цилиндрической червячной пары, обеспечивающей повышение нагрузочной способности, и методики расчета радиуса приведенной кривизны и пятна контакта сопряженных рабочих поверхностей. Исследование проводилось экспериментальными и математическими методами. Были разработаны модели, методики и технологическая схема нарезания винтовой поверхности вогнутого радиусного эвольвентного профиля глобоидного червяка ротационным точением. Разработанная технология изготовления профильно-сопряженной глобоидно-цилиндрической червячной пары может быть использована в космическом машиностроении, в самолетостроении, при производстве оборонной техники и в общем машиностроении.

Ключевые слова: профильно-сопряженная глобоидно-цилиндрическая пара, винтовая поверхность, ротационное точение, радиус кривизны.

Поступила в редакцию: 18.03.2025. Принята к печати: 09.09.2025.

Введение

В космической технике для наведения антенн, объективов и других систем на объекты земной поверхности используются специальные приводы, к которым предъявляются высокие требования по точности позиционирования, снижению габаритов и массы, повышению

ресурса работы и КПД [1]. Применяемые механические передачи систем космического назначения используются в виде комбинированных преобразователей, таких как зубчатые цилиндрическо-червячные, червячно-винтовые, червячно-роликовые и др. Для комбинированного привода гиростабилизатора применяются цилиндрические зубчатые и червячные передачи. Использование червячных глобоидных передач в комбинированных приводах не требует применения дополнительных тормозных систем, так

как червячный редуктор обладает самоторможением [2]. При помощи червячных передач возможно получение точных и малых перемещений, что используется широко в приборостроении, а также при изготовлении делительных и регулировочных устройств. Следует отметить, что глобоидные червячные передачи широко применяются в самолетостроении в кинематических механизмах, где необходимы высокая точность и плавность работы, а также при изготовлении приводов оборонной техники, в общем машиностроении.

Основным недостатком существующих глобоидных червячных передач является нерациональная геометрия зацепления [3, 4], которая обуславливает невысокую их нагрузочную способность из-за контакта между двумя рабочими поверхностями витков червяка и зубьев колеса с относительно малым приведенным радиусом кривизны и суммарной длиной контактных линий [2]. Такая геометрия зацепления обусловлена тем, что винтовая поверхность глобоидного червяка выполняется линейчатой при изготовлении. Требуется придать глобоидному червяку нелинейчатую форму винтовой поверхности для снижения контактного напряжения в зацеплении, повышения нагрузочной способности глобоидной червячной передачи, которая позволит уменьшить габариты и вес привода, а также повысит ресурс работы и КПД [5–7]. Известны червячные цилиндрические передачи (типа ZT), имеющие нелинейчатую винтовую поверхность червяка с вогнутым профилем его витков в сочетании с выпуклыми зубьями колеса. В передаче ZT значительно уменьшаются контактные напряжения благодаря увеличению приведенного радиуса кривизны, а также улучшению условий для жидкостного трения. Следует отметить, что технология изготовления передачи типа ZT достаточно сложна и дорогостояща, так как требует шлифования червяка торOIDным кругом, поэтому такие передачи не нашли широкого применения из-за низкой производительности. В настоящее время наиболее распространены цилиндрические червячные передачи с линейчатой винтовой поверхностью витков червяка, которые достаточно просты при изготовлении, однако имеют недостатки по увеличению нагрузочной способности и КПД.

Анализ недостатков при изготовлении и эксплуатации червячных глобоидных передач показал, что они требуют совершенствования путем разработки новых КТР и технологий их изготовления.

1. Актуальность

Актуальной проблемой является разработка технологии изготовления глобоидного червяка

с вогнутым эвольвентным профилем ротационным точением, сопряженного с ним цилиндрического колеса с выпуклым эвольвентным профилем цилиндрической червячной фрезой. Работа посвящена разработке комплексной технологии изготовления профильно-сопряженной глобоидно-цилиндрической червячной пары, в 1,4–2,5 раза обладающей более высокой нагрузочной способностью, ресурсом работы в 2–3 раза и КПД на 10–30 % выше по сравнению с существующими передачами.

Одним из эффективных путей решения данных задач для изготовления приводов с высокими эксплуатационными параметрами является усовершенствование технологии ротационного точения (РТ) винтовой поверхности вогнутого эвольвентного профиля глобоидного червяка принудительно вращаемым многолезвийным инструментом. Зубья выпуклого эвольвентного профиля сопряженного с червяком глобоидного цилиндрического колеса предлагается нарезать цилиндрической червячной фрезой, что позволит не применять более дорогостоящую глобоидную червячную фрезу. Это даст возможность повысить производительность процесса и снизить стоимость.

Новизна работы заключается в модернизации метода ротационного точения винтовых поверхностей вогнутого эвольвентного профиля глобоидного червяка при изготовлении профильно-сопряженной глобоидно-цилиндрической червячной пары, обеспечивающей повышение нагрузочной способности, а также методики расчета радиуса приведенной кривизны и пятна контакта сопряженных рабочих поверхностей.

2. Конструкторско-технологические решения

Конструкторско-технологические решения разрабатывались на основе схемы образования зацепления поверхностей глобоидной пары с вогнутым эвольвентным профилем глобоидного червяка и выпуклым эвольвентным профилем зубьев сопряженного цилиндрического колеса.

Нарезание витков глобоидного червяка 1 ротационным точением (РТ) производилось многорезцовой головкой 2 на зуборезном станке 5К328А по технологической схеме (рисунок 1), на которой показано распределение элементарных движений.

Для позиционирования величины круговой подачи при РТ было разработано уравнение кинематического баланса кинематической цепи станка 5К328А, а также схема связи круговой подачи с радиусом основной окружности и числом зубьев z многолезвийного инструмента, представленная на рисунке 2.

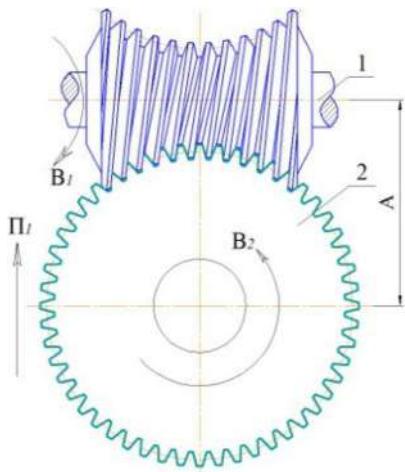


Рисунок 1. Схема нарезания ВП глобоидного червяка ротационным точением многогрезцовой головкой: 1 – заготовка глобоидного червяка, 2 – многоглазвийный инструмент, А – межосевое расстояние, B_1 – вращение заготовки глобоидного червяка, B_2 – вращение инструмента, Π_1 – радиальная подача инструмента

На основе уравнения кинематического баланса число оборотов многоглазвийного инструмента n_y рассчитывалось по формуле:

$$n_y = 0,338 \frac{\Delta L}{m \cdot z}, \quad (1)$$

где n_y – число оборотов многоглазвийного инструмента, ΔL – величина круговой подачи, m – модуль зацепления, z – число зубьев.

Число оборотов ведомого вала дифференциала рассчитывается по формуле:

$$n_{\text{в.в.д.}} = 0,676 \frac{\Delta L}{m \cdot z}, \quad (2)$$

где $n_{\text{в.в.д.}}$ – обороты ведомого вала дифференциала.

Контактные и изгибочные напряжения для опытной глобоидно-цилиндрической пары рас-

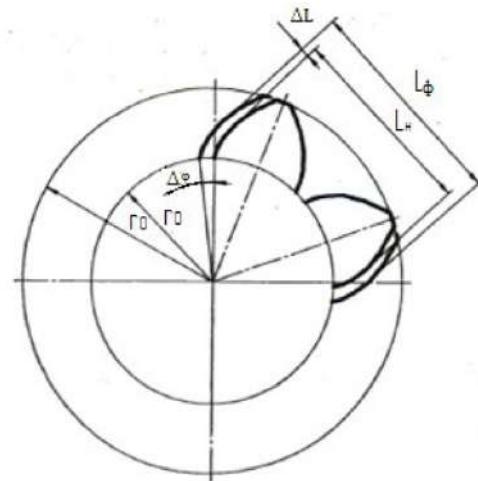


Рисунок 2. Схема связи круговой подачи ΔL с радиусом основной окружности r_0 и числом зубьев многоглазвийного инструмента, L_ϕ – фактическая длина нормали многозубного инструмента; L_h – номинальная длина нормали многозубного инструмента

считывались по формулам [8]. Геометрические расчеты и моделирование осуществлялись с учетом перспективных рекомендаций [9, 10]. Моделирование позволяет оценить радиусный профиль ВП глобоидного червяка и зубьев цилиндрического прямозубого колеса, а также возможного их профильного сопряжения [9].

3. Технологический процесс

Технологический процесс изготовления профильно-сопряженной глобоидно-цилиндрической червячной пары осуществлялся путем реализации схемы образования зацепления (рисунок 3) и схемы нарезания ВП глобоидного червяка РТ (рисунок 1). Процесс осуществлялся на модернизированном зуборезном станке 5К328А путем регулирования кинематической цепи методом подбора шестерен e и f согласно уравнению кинематического баланса.



Рисунок 3. Схема образования зацепления поверхностей глобоидной пары с вогнутым эвольвентным профилем глобоидного червяка и выпуклым эвольвентным профилем зубьев сопряженного с глобоидным червяком цилиндрического колеса: $\Sigma_{\text{ППЧФ}}$ – производящая поверхность цилиндрической червячной фрезы для нарезания зубьев сопряженного колеса глобоидной передачи и зубьев многоглазвийного инструмента с эвольвентным профилем для нарезания винтовой поверхности глобоидного червяка с вогнутым профилем; $\Sigma_{\text{ППД}}$ – производящая поверхность долбяка; $\Sigma_{\text{ПЗЦК}}$ – поверхность зубьев сопряженного цилиндрического колеса с выпуклым эвольвентным профилем; $\Sigma_{\text{ПВГЧ}}$ – поверхность витков глобоидного червяка с вогнутым профилем, нарезанных многоглазвийным инструментом ротационным точением



Рисунок 4. Нарезание витков глобоидного червяка с вогнутым эвольвентным профилем

На рисунке 4 показан процесс нарезания витков глобоидного червяка с ВП вогнутого эвольвентного профиля РТ на зуборезном станке 5К328А.

Во время ротационного нарезания витков глобоидного червяка с ВП вогнутого эвольвентного профиля процесс срезания стружки происходит прерывисто за счет многоглазийности инструмента [11, 12].

При этом в результате двух движений режущего элемента – вращательного и поступательного, формируется трение качения со скольжением, что снижает силу резания при нарезании ВП глобоидного червяка, а также силовую нагрузку на режущий элемент многоглазийного инструмента. Температура в зоне резания определялась бесконтактным методом при помощи тепловизора модели HotFind DTx с абсолютной погрешностью ± 2 °С в диапазоне 20...1500 °С. Температура поверхности элементной стружки в зоне резания была 149,5...268 °С, многоглазийного режущего элемента многоглазийного инструмента на выходе из зоны резания 42,2...67,3 °С, а на входе в зону



Рисунок 5. Червячная цилиндрическая фреза (1) и резцовая головка с эвольвентным профилем режущих элементов (2)

161

резания 37,2...61,3 °С, что повышает стойкость режущих элементов более чем в 20 раз [13].

Модуль нарезаемой ВП глобоидного червяка $m=10$, марка материала заготовки глобоидного червяка 40ХН, твердость 33–36 HRC. На рисунке 5 показаны червячная цилиндрическая фреза (1), выполненная из быстрорежущей стали Р6М5К5, применяемая для нарезания зубьев выпуклого эвольвентного профиля цилиндрического колеса $m=10$. Сборная резцовая головка $m=10$ (рисунок 5), содержащая 24 режущих элемента (2), выполненных из быстрорежущей стали Р6М5, применялась для нарезания ВП глобоидного червяка вогнутого эвольвентного профиля [13, 14].

Режимы обработки: скорость резания $V = 24$ м/мин, величина радиальной подачи $S = 0,5–2$ мм/об [15].

4. Методика

Методика определения радиуса приведенной кривизны профильно-сопряженной глобоидно-цилиндрической червячной пары (рисунок 6в) основывалась на методе получения слепка межвит-



а



б



в

Рисунок 6. а – глобоидный червяк с вогнутым эвольвентным профилем винтовой поверхности; б – вид винтовой поверхности вогнутого эвольвентного профиля глобоидного червяка 1, 2 – профиль сечения винтовой поверхности, 3 – след поверхности на глобоидном червяке, 4 – след от зуба цилиндрического колеса, 5 – вершина ВП глобоидного червяка; в – зацепление глобоидной цилиндрической передачи

ковой поверхности глобоидного червяка (рисунок 6а) с вогнутым эвольвентным профилем.

Кривая линия 1...5 (рисунок 7) радиусного профиля активной поверхности витка глобоидного червяка, скопированная со слепка (рисунок 6б), описывалась уравнением:

$$y = 0,0167x^6 - 0,3811x^5 + 3,4406x^4 - 15,498x^3 + 36,509x^2 - 40,825x + 16,683 \quad (3)$$

Расчет радиуса кривизны r_1 активной поверхности глобоидного червяка проводился в данной последовательности:

Первая производная уравнения (3):

$$y' = 0,1002x^5 - 1,9055x^4 + 13,7624x^3 - 46,494x^2 + 73,018x - 40,825 \quad (4)$$

Вторая производная:

$$y'' = 0,501x^4 - 7,622x^3 + 41,2872x^2 - 92,988x + 73,018 \quad (5)$$

$M_1(6,15)$; $y''(6) = 4,3732$ – координата точки M_1 ; $y'(6) = 5,8046$

Радиус кривизны витка глобоидного червяка кривая 1–5 в точке M (рисунок 7) рассчитан по формуле:

$$\rho_1 = \frac{1}{K} = 46,73 \text{ мм}, \quad (6)$$

где кривизна линии:

$$K = \frac{|y''|}{(1+y'^2)^{\frac{3}{2}}} = \frac{4,3732}{\sqrt{(1+(5,8046)^2)^3}} \approx 0,0214. \quad (7)$$

$O_1(x_1, y_1)$ – центр кривизны.

$$x_1 = x - \frac{y'(1+y'^2)}{y''} \approx -40,05. \quad (8)$$

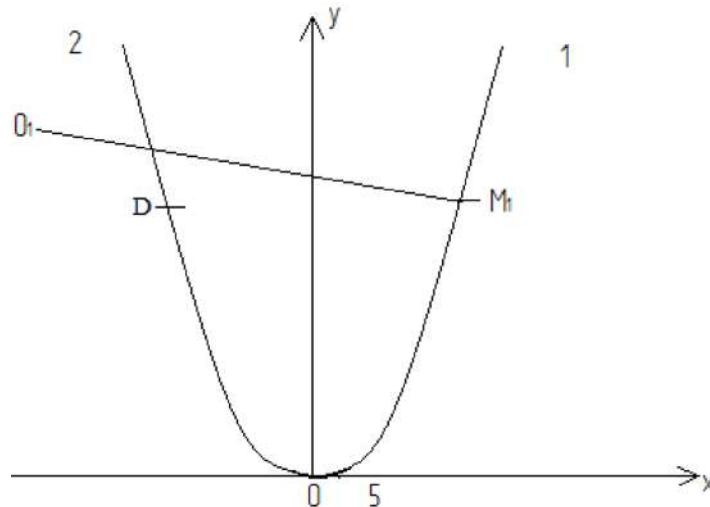


Рисунок 7. Кривая, описывающая профиль винтовой поверхности: 1–5, 2–5

$$y_1 = y + \frac{1+y'^2}{y''} \approx 22,93. \quad (9)$$

$O_1(-40,05; 22,93)$.

Радиус приведенной кривизны зуба сопряженного колеса:

$$\rho_2 = \frac{d_2}{2} \sin \alpha = \frac{230}{2} \sin 20 = 39,33, \quad (10)$$

где d_2 – делительный диаметр колеса, $d_2=230$ мм; α – угол зуба в средней плоскости колеса.

Радиус приведенной кривизны в зацеплении зубчатого колеса и глобоидного червяка рассчитывался по формуле [11]:

$$\rho_{np1} = \frac{\rho_1 \cdot \rho_2}{\rho_1 - \rho_2} = 248,36 \text{ мм} \quad (11)$$

Коэффициент снижения контактного напряжения в зацеплении оценивался по выражению:

$$K_{\delta_u} = \sqrt{\frac{\rho_{np1}}{\rho_2}} = \sqrt{\frac{248,36}{39,33}} = 2,5, \quad (12)$$

где ρ_2 соответствует радиусу кривизны передачи с линейчатым червяком.

На основании формулы (12) следует, что контактное напряжение может быть снижено в 2,5 раза по сравнению с глобоидной передачей с линейчатым червяком.

На рисунке 7 показана кривая 2...5, скопированная с поверхности обратной стороны активной поверхности витка глобоидного червяка. Кривизна r_3 в точке D рассчитывалась в следующей последовательности, кривая 2–5 описывалась уравнением:

$$y = -0,6667x^3 + 9x^2 - 43,333x + 77. \quad (13)$$

Первая производная уравнения (13):

$$y' = -2,0001x^2 + 18x - 43,333. \quad (14)$$

Вторая производная:

$$y'' = -4,002x + 18. \quad (15)$$

Рассчитанные координаты $D(4;5)$, $y'(4) = -3,3346$; $y''(4) = 1,9992$.

Кривизна линии (2...5) согласно формуле (7) $K=0,047$; Радиус кривизны $r_3=21,1$ мм кривой 2..5 противоположной активной поверхности витка глобоидного червяка. Центр кривизны $O_2(24,215;11,062)$.

5. Контроль

По окончании технологического процесса изготовления профильно-сопряженной глобоидно-цилиндрической червячной пары производился контроль размеров глобоидного червяка и сопряженного с ним цилиндрического колеса при помощи 3D-сканера Creality CR-Scan Raptor. При этом также контролировались размеры слепка. Размеры ВП глобоидного червяка соответствовали 7 степени точности, а сопряженного с ним с выпуклым эвольвентным профилем 8 степени точности, что способствовало удовлетворительной сборке профильно-сопряженной глобоидно-цилиндрической червячной пары. Нарезанный РТ радиусный профиль ВП глобоидного червяка позволил увеличить радиус проведенной кривизны в 6,1 раза профильно-сопряженной червячной пары. При этом было получено пятно контакта не менее 62 % (рисунок 8), что позволило сни-

Заключение

Разработанные КТР и технология ротационного точения принудительно вращаемым многолезвийным инструментом позволили нарезать ВП глобоидного червяка с вогнутым эвольвентным профилем с высокой производительностью, превышающей в 16 раз известные технологии. Обеспечить шероховатость поверхности Ra 2,2–2,9 мкм и 7 степень точности.

Зубья выпуклого эвольвентного профиля, сопряженного с глобоидным червяком цилиндрического колеса, были нарезаны цилиндрической червячной фрезой, что позволило не применять дорогостоящую глобоидную червячную фрезу и снизить затраты на режущий инструмент. В процессе реализации технологии не потребовалось создавать специального металлорежущего оборудования для нарезания ВП глобоидного червяка радиусного профиля. Использовался модернизированный зубофрезерный станок 5К328А. Это дало возможность снизить существенно трудоемкость и затраты на изготовление профильно-сопряженной червячной глобоидно-цилиндрической пары.

Разработанная методика определения радиуса приведенной кривизны профильно-сопряженной глобоидно-цилиндрической червячной пары позволила оценить его увеличение в 6,1 раза по сравнению с такой же передачей с линейчатым червяком, изготовленным по существующей технологии.

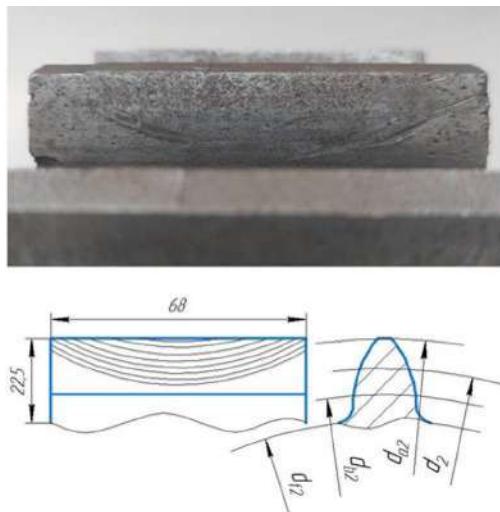


Рисунок 8. а – пятно контакта в зацеплении глобоидной цилиндрической передачи; б – прямозубое цилиндрическое колесо

зить контактное напряжение в 2,5 раза, по сравнению с глобоидно-цилиндрической передачей с нелинейчатым червяком. Разработанная технология позволяет повысить нагрузочную способность профильно-сопряженной глобоидно-цилиндрической передачи более чем в 2 раза.

Увеличение пятна контакта от 62 % сопрягаемых рабочих поверхностей позволяет повысить нагрузочную способность в 2,5 раза профильно-сопряженной глобоидно-цилиндрической передачи, срок службы в 2–3 раза за счет обеспечения надежного жидкостного трения в зацеплении.

Список литературы

- [1] Чеботарев В. Е., Фатеев А. В. Особенности ориентации навигационных космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2018. Т. 2, № 2(24). С. 84–88.
- [2] Сандлер А. И., Лагутин С. А., Верховский А. В. Производство червячных передач [Текст]. М.: Машиностроение, 2008. 272 с.
- [3] Экспериментальная оценка конструкторско-технологических решений при зубообработке сопряженных звеньев глобоидной передачи с исходным цилиндрическим эвольвентным колесом / Л. С. Малько, А. В. Сутягин, И. В. Трифанов, Н. В. Захарова, О. А. Суханова. СТИН. 2020. № 10. С. 16–21.
- [4] Куклин Н. Г., Куклина Г. С., Житков В. К. Детали машин: учебник М.: Высшая школа, 2008, 406 с.
- [5] Суханова О. А., Малько Л. С., Захарова Н. В., Трифанов И. В., Патраев Е. В. Патент RU 2803611 (2023)
- [6] Сандлер А. И., Лагутин С. А., Гудов Е. А. Теория и практика производства червячных передач общего вида: учеб.-прак. пос./ под общ. Ред. С. А. Лагутина. М.: Инфра – Инженерия, 2016. С. 276.
- [7] Куклин И. Г., Куклина Г. С. Детали машин. М.: Высшая школа, 1987. С. 219–230.
- [8] Суслин А. В., Барманов И. С. Методика расчета на прочность глобоидной червячной передачи // Frontier Materials Technologies. 2022. № 2. С. 84–91.
- [9] Верховский А. В. Геометрическое моделирование при анализе и синтезе червячных передач общего типа: диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук. Московский государственный институт электроники и математики (технический университет), Москва, 2000. С. 10–45.
- [10] Суханова О. А., Спирина Д. А. Никитина Л. Н., Соболь К. В., Трифанов И. В. Повышение эксплуатационных параметров червячных передач. Веб-конференция E 3S. Т. 471, 2024 г. https://www.e3s-conferences.org/articles/e3sconf/abs/2024/01/e3sconf_titds2023_04010/e3sconf_titds2023_04010.html.
- [11] Дунаев П. Ф., Леликов О. П. Конструирование узлов и деталей машин. М.: Издательский центр «Академия» 2003. 496 с.
- [12] Влияние технологических режимов на выходные параметры процесса ротационным точением винтовой поверхности глобоидного червяка / А. В. Сутягин, Л. С. Малько, И. В. Трифанов // Фундаментальные исследования. 2016. № 2 (часть 1). С. 99–103.
- [13] Mal'ko L.S., Sutyagin A. V., Trifanov I. V., Sukhanova O. A. Nonstandard slotting cutters with mechanical fastening of cutting insert // Russian Engineering Research. 2020. Vol. 40. № 6, pp. 501–502.
- [14] Суханова О. А. Совершенствование технологии изготовления червячного привода антенны // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. Сборник материалов IX Международной научно-практической конференции, посвященной Дню космонавтики. В 3 т. Красноярск, 2023. С. 911–912.
- [15] Суханова О. А., Трифанов И. В., Спирина Д. А., Соболь К. В., Никитина Л. Н. Совершенствование технологии изготовления профильно-сопряженной червячной пары // Современные научоемкие технологии. 2025. № 1. С. 61–66.

INCREASING THE LOAD CAPACITY IN THE MANUFACTURE OF A PROFILE-CONJUGATED GLOBOID- CYLINDRICAL WORM GEAR PAIR

**O. A. Sukhanova, A. V. Sutyagin,
E. V. Patraev, I. V. Trifanov**
Reshetnev Siberian State University
of Science and Technology
Krasnoyarsk, Russian Federation

In space technology, special drives are used to guide antennas, lenses and other systems. They must meet high requirements for positioning accuracy, smooth running, self-braking, reduced dimensions and weight, increased load capacity, service life and efficiency. The mechanical transmissions used in space systems are used in the form of combined converters, such as

toothed cylindrical-worm, worm-screw, etc. With the help of worm gears with self-braking, it is possible to obtain precise and small movements. The main disadvantage that prevents an increase in the load capacity of existing globoid worm gears is the irrational geometry of the engagement along the linear contact of the helical surface of the globoid worm and the teeth of the cylindrical worm wheel, which reduces the load capacity and is due to the technological complexity of manufacturing the helical surface of the globoid worm of a radius non-linear profile. The objective of the study is to develop the CTE and manufacturing technology of a profile-conjugated globoid-cylindrical worm pair, providing an increase in the load capacity and a method for calculating the radius of reduced curvature and the contact patch of the conjugated working surfaces. The study was conducted using experimental and mathematical methods. Models, methods and a technological scheme for cutting a helical surface of a concave radius involute profile of a globoid worm by rotary turning were developed. The developed technology for manufacturing a profile-conjugated globoid-cylindrical worm pair can be used in space engineering, aircraft manufacturing, in the production of defense equipment and in general mechanical engineering.

Keywords: profile-conjugated globoid-cylindrical pair, helical surface, rotary turning, radius of curvature.

Submitted: 18.03.2025. Accepted: 09.09.2025.

References

- [1] Chebotarev V. E. Features of orientation of navigation spacecraft / V. E. Chebotarev, A. V. Fateev // Spacecraft and Technologies. 2018. Vol. 2, № 2 (24), pp. 84–88.
- [2] Sandler A. I. Production of worm gears [Text] / A. I. Sandler, S. A. Lagutin, A. V. Verkhovsky. M.: Mashinostroenie, 2008. 272 p.
- [3] Experimental evaluation of design and technological solutions in gear machining of mating links of a globoid gear with an initial cylindrical involute wheel Malko L. S., Sutyagin A. V., Trifanov I. V., Zakharova N. V., Sukhanova O. A. STIN. 2020. № 10, pp. 16–21.
- [4] Kuklin N. G., Kuklina G. S., Zhitkov V. K. Machine parts, Textbook M.: Vyssh.shk. 2008, 406 p.
- [5] Sukhanova O. A., Malko L. S., Zakharova N. V., Trifanov I. V., Patraev E. V., Patent RU 2803611 (2023).
- [6] Sandler A. I., Lagutin S. A., Gudov E. A. Theory and practice of production of general-purpose worm gears: training and practical manual. Pos./ under the general. Ed. S. A. Lagutin. M.: Infra – Engineering, 2016, p. 276.
- [7] Kuklin I. G., Kuklina G. S. Machine parts. M.: Higher school, 1987, pp. 219–230.
- [8] Suslin A. V., Barmanov I. S. Methodology for calculating the strength of a globoid worm gear // Frontier Materials Technologies. 2022. № 2, pp. 84–91.
- [9] Verkhovsky A. V. Geometric modeling in the analysis and synthesis of general-type worm gears. Dissertation for the degree of Doctor of Technical Sciences. Moscow State Institute of Electronics and Mathematics (Technical University), Moscow, 2000, pp. 10–45.
- [10] Sukhanova O. A., Spirina D. A., Nikitina L. N., Sobol K. V., Trifanov I. V. Improving the performance parameters of worm gears. E 3S Web Conference. Volume 471, 2024. https://www.e3s-conferences.org/articles/e3sconf/abs/2024/01/e3sconf_titds2023_04010/e3sconf_titds2023_04010.html.
- [11] Dunaev P. F., Lelikov O. P. Design of machine components and parts. M.: Publishing center "Academy" 2003. 496 p.
- [12] Influence of technological modes on the output parameters of the process of rotary turning of the helical surface of a globoid worm / Sutyagin A. V., Malko L. S., Trifanov I. V. Scientific journal "Fundamental Research". 2016. № 2 (part 1), pp. 99–103.
- [13] Mal'ko L. S., Sutyagin A. V., Trifanov I. V., Sukhanova O. A. Nonstandard slotting cutters with mechanical fastening of cutting insert // Russian Engineering Research. 2020. Vol. 40. № 6, pp. 501–502.
- [14] Improving the manufacturing technology of the antenna worm drive Sukhanova O. A. In the collection: Actual problems of aviation and cosmonautics. Collection of materials of the IX International scientific and practical conference dedicated to the Cosmonautics Day. In 3 volumes. Krasnoyarsk, 2023, pp. 911–912.
- [15] Sukhanova O. A., Trifanov I. V., Spirina D. A., Sobol K. V., Nikitina L. N. Improving the manufacturing technology of a profile-conjugated worm pair // Modern science-intensive technologies. 2025, № 1, pp. 61–66.

Сведения об авторах

Суханова Ольга Андреевна – старший преподаватель кафедры ТРМ Сибирского государственного университета науки и технологий им. М. Ф. Решетнева. Окончила магистратуру СибГУ в 2018 году. Область научных интересов: космическая техника, технология машиностроения, метрология.

Сутягин Александр Валерьевич – кандидат технических наук, доцент кафедры ТРМ Сибирского государственного университета науки и технологий им. М. Ф. Решетнева. Окончил СибГАУ в 2009 году. Область научных интересов: космическая техника, технология машиностроения.

Патраев Евгений Валерьевич – аспирант СибГУ им. М. Ф. Решетнева, заместитель генерального директора по производству АО «РЕШЕТНЁВ», Окончил Сибирскую аэрокосмическую академию в 2002 году. Область научных интересов: космическая техника.

Трифанов Иван Васильевич – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой ТРМ Сибирского государственного университета науки и технологий им. М. Ф. Решетнева, действительный член РАЕ, заслуженный деятель науки и образования. Окончил завод-втуз – филиал КПИ с отличием в 1975 году. Область научных интересов: космическая техника, технология машиностроения.

ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ПОЛОГИХ ПАНЕЛЕЙ ИЗ ГИБРИДНЫХ МАТЕРИАЛОВ С РАЗРУШАЮЩИМИСЯ СЛОЯМИ КОМПОЗИТА

Н. С. Азиков[✉], А. В. Зинин

Институт машиноведения им. А. А. Благонравова РАН
г. Москва, Российская Федерация

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

Дан анализ влияния разрушающихся слоев в пологих панелях из гибридного материала на устойчивость при сжатии и сдвиге. Гибридный материал образован из блоков углепластика и стеклопластика. Блоки образуют симметричную структуру слоев относительно нейтральной поверхности. Решение задачи на собственные значения выполнено в перемещениях путем аппроксимации функции прогиба «балочными» функциями в зависимости от условий опирания на контуре панели. Определяются минимальные собственные значения – коэффициенты устойчивости и критические усилия сжатия и сдвига. Панель нагружается контурным усилием волях критического усилия, решается задача закритического деформирования при аппроксимации прогиба в виде произведения неизвестной амплитуды и минимальной собственной формы. С помощью коэффициентов нагруженности слоев выполняется оценка несущей способности панели по моменту разрушения наиболее нагруженного слоя/слоев различной структуры с использованием критерия прочности Цая-Ву. Устанавливается предельное усилие, при котором в наиболее нагруженном слое коэффициент нагруженности $F_p^{(i)} \leq 1$. Этот поврежденный слой заменяют фиктивным слоем, обладающим механическими свойствами связующего. Анализ послойного разрушения гибридных панелей ограничен пятью этапами нагружения. В результате исследований были найдены критические усилия сжатия и сдвига, позволяющие оценить влияние послойного разрушения гибридного материала на эти величины, и определен эффективный вариант армирования гибридного пакета.

Ключевые слова: устойчивость, пологая панель, гибридный материал, послойное разрушение, критические усилия, предельное разрушающее усилие, критерий прочности.

Поступила в редакцию: 09.07.2025. Принята к печати: 09.09.2025.

Введение

Гибридные композиционные материалы представляют собой сочетание нескольких типов армирующих наполнителей с различными упругими и прочностными свойствами в одной матрице. Использование принципа гибридизации расширяет возможности регулирования характеристик механических свойств композиционных материалов с целью достижения технологически приемлемого равновесия между преимуществами и недостатками, присущими любому композиту [1–3]. Такие композиции с успехом применяются в авиацион-

ных обшивочных конструкциях, лопастях вертолетных винтов и ветрогенераторов, объектах строительной техники, корпусах автомобилей и яхт и др. [4, 5].

Чаще всего полимерные композитные материалы с несколькими типами армирующего наполнителя используют в виде слоистых тонкостенных панелей, которые представляют собой объединение слоев с более жестким высокомодульным (high modulus) наполнителем со слоями низкомодульного (low modulus), но более прочного компонента. Прочность гибридной композиции при растяжении определяется соотношениями, следующими из правила смеси, и зависит от степени гибридизации, которая может быть оценена объемной долей высокомодульного компонента [3, 6].

Из-за различия в деформативных и прочностных свойствах компонентов слоистого гибрида при монотонном нагружении разнородные слои разрушаются при совместной деформации неодновременно из-за различия в их предельных деформациях. Эту особенность механизма разрушения слоистых гибридов следует учитывать при оценке предельного состояния элементов конструкций, долговечности и трещиностойкости гибридных панелей [6].

В еще большей степени эта особенность сказывается на устойчивости гибридных панелей, так как при изгибе деформация слоев композитной среды неравномерна по толщине и зависит от расположения слоя в общем пакете. Это объективно ускоряет процесс более раннего разрушения высокомодульных слоев с меньшей предельной деформацией. Поэтому деформация удаленных от срединной поверхности слоев высокомодульного компонента может достигнуть предельной величины задолго до наступления критического состояния всей слоистой конструкции. Но опыт показывает, что для некоторых вариантов структуры гибридной композиции преждевременное разрушение отдельных высокомодульных слоев не приводит к полной потере устойчивости всей панели вследствие перераспределения нагрузки между неразрушенными слоями. Несущая способность панели в этом случае во многом определяется структурными параметрами слоистой среды – степенью гибридизации (количеством слоев разной природы) и последовательностью укладки разнородных слоев.

В данной работе проведено исследование устойчивого состояния стеклоуглепластиковых панелей различной структуры при сжатии и сдвиге и дана оценка влияния разрушения перегруженных слоев гибридной пологой панели на критические усилия потери устойчивости в зависимости от последовательности укладки слоев, радиуса кривизны поверхности и граничных условий.

1. Обзор опубликованных материалов

Поведение многослойных ортотропных и анизотропных тонкостенных элементов конструкций под нагрузкой изучали многие исследователи [7–12], которыми были предложены различные кинематические модели для прогнозирования устойчивости и динамического поведения композитных конструкций на основе различных подходов теории анизотропных пластин и оболочек. Как правило, для решения задач на собственные значения композитных элементов ортогональной формы применяют приближенные аналитические или численные методы. Известные вычислительные процедуры [13–15], такие как разложение

в ряд, методы Рэлея-Ритца, расширенный метод Канторовича, безэлементный метод Галеркина, метод подвижных наименьших квадратов Ритца и др., обладают высокой точностью, но являются трудоемкими при расчетах композитных конструкций со сложной геометрией и нетрадиционными граничными условиями. В настоящее время появились более производительные бессеточные методы [10], методы дифференциальных квадратур [16], методы дискретной сингулярной свертки [17], которые становятся все более популярными при численном решении начальных и краевых задач в инженерных приложениях.

2. Постановка задачи

При заданных геометрических параметрах панели (размеры сторон, радиусы кривизны), материалов элементарных слоев композита (модули упругости вдоль и поперек волокон, модуль сдвига, коэффициент Пуассона, толщина слоя, напряжения вдоль и поперек слоя, касательное напряжение), числа слоев в пакете и структуры армирования каждого слоя находятся мембранные и изгибные жесткости панели.

Решается задача на собственные значения и определяются собственные значения и принадлежащие им собственные векторы и собственные формы. Находят минимальные собственные значения – коэффициенты устойчивости и критические усилия сжатия и сдвига, а также принадлежащие им собственные векторы и собственные формы. Панель после потери устойчивости нагружается контурным усилием в долях критического усилия, решается задача закритического деформирования при аппроксимации прогиба в виде произведения неизвестной амплитуды и минимальной собственной формы. Из решения нелинейной задачи определяются амплитуда прогиба и напряженно-деформированное состояние каждого композитного слоя.

Выполняется оценка несущей способности панели по моменту разрушения наиболее нагруженного слоя/слоев различной структуры с использованием критерия прочности Цая-Ву [18]. При пошаговом нагружении панели контурными усилиями сжатия T_x или сдвига T_{xy} по значениям компонент тензора напряжений каждого слоя $\sigma_1^{(i)}, \sigma_2^{(i)}, \tau_{12}^{(i)}$ вычисляют коэффициенты нагруженности слоев

$$F_p^{(i)}(T_{xy}) = \left(\frac{\sigma_1^{(i)}}{\sigma_{1e}^{(i)}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_2^{(i)}}{\sigma_{2e}^{(i)}} \right)^2 - \left(\frac{\sigma_1^{(i)}}{\sigma_{1e}^{(i)}} \cdot \frac{\sigma_2^{(i)}}{\sigma_{2e}^{(i)}} \right) + \left(\frac{\tau_{12}^{(i)}}{\tau_{12e}^{(i)}} \right)^2$$

и устанавливается предельное усилие $\{T_{xp}^{(i)}; T_{xy,p}^{(i)}\}$, при котором в наиболее нагруженном i -ом слое коэффициент нагруженности $F_p^{(i)} \cong 1$. Этот уровень нагружения соответствует исчерпанию не-

сущей способности данного слоя и окончанию первого этапа нагружения. Далее в рамках принятой модели этот поврежденный слой заменяют фиктивным слоем, обладающим механическими свойствами связующего, и проводят проверку прочности панели с учетом замены поврежденного слоя. В случае выполнения условия прочности для всего пакета после такой замены продолжают пошаговое увеличение нагрузки и послойный анализ нагруженности. Следующий этап заканчивается после достижения предельного состояния в следующем перегруженном слое (слоях) заменой его фиктивным слоем связующего и пересчетом напряженно-деформированного состояния новой структуры с возможным переходом к очередному этапу нагружения. Анализ послойного разрушения гибридных панелей, выполненный в работе, был ограничен пятью этапами нагружения.

Результатом алгоритма исследований служит определение на каждом этапе критических усилий сжатия и сдвига, а также предельные разрушающие усилия для каждого этапа (в статье не приводятся), позволяющие оценить влияние на них послойного разрушения слоев гибридного материала.

3. Собственные значения и собственные формы панели из гибридных материалов

Рассмотрим пологую композитную панель из гибридного материала с отношением сторон $a/b = 2$ ($a = 2$ м; $b = 1$ м), радиусами кривизны $R_x \rightarrow \infty$, $R_y = [\infty, 100, 50, 25, 10, 5]$ м, нагруженную контурными усилиями сжатия T_x и сдвига T_{xy} (рисунок 1). Панель принято считать пологой при соотношении ее размеров и радиусов кривизны не менее 1/5, линейные размеры образующих поверхности панели примерно равны их проекции на плоскость. Панель имеет симметричную структуру армирования относительно срединной поверхности и состоит из блоков слоев стеклоткани толщиной $\delta_i^{(1)}$ и углеродной ленты толщиной $\delta_i^{(2)}$. Каждый слой определяется углом армирования φ .

Рассмотрены два тестовых варианта структуры стекло- и углепластиковой панели, сформирован-

ные из 8 шестислойных блоков слоев стеклоткани (glass) (блоки G1, G2) и углеродной ленты (carbon) (блоки C 1, C 2) с двумя версиями укладки слоев в блоках – $[0/0/+45/-45/0/0]$ и $[0/90/+45/-45/+45/-45]$. Вариант А структуры панели соответствует последовательности укладки блоков $[C 1/G2/C 1/G2]_{2s}$, вариант Б – $[G1/C 2/G1/C 2]_{2s}$.

Характеристики механических свойств углепластика до разрушения слоя:

$$E_1 = 149 \text{ ГПа}; E_2 = 7,45 \text{ ГПа}; \\ G_{12} = 2,8 \text{ ГПа}; \mu_{21} = 0,3,$$

$$\bar{\sigma}_1 = (+2970 / -1000) \text{ МПа}; \\ \bar{\sigma}_2 = (+434 / -210) \text{ МПа}; \tau_{12} = 109 \text{ МПа};$$

после разрушения слоя: $E_1 = 7,45 \text{ ГПа}$; $E_2 = 7,45 \text{ ГПа}$; $G_{12} = 2,8 \text{ ГПа}$;

$$\bar{\sigma}_1 = (+434 / -210) \text{ МПа}; \\ \bar{\sigma}_2 = (+434 / -210) \text{ МПа}; \tau_{12} = 109 \text{ МПа};$$

Характеристики механических свойств стеклопластика до разрушения слоя:

$$E_1 = 50 \text{ ГПа}; E_2 = 16 \text{ ГПа}; G_{12} = 5,2 \text{ ГПа}; \mu_{21} = 0,23,$$

$$\bar{\sigma}_1 = (+1080 / -540) \text{ МПа}; \\ \bar{\sigma}_2 = (+930 / -240) \text{ МПа}; \tau_{12} = 96 \text{ МПа};$$

после разрушения слоя: $E_1 = 16 \text{ ГПа}$; $E_2 = 16 \text{ ГПа}$; $G_{12} = 5,2 \text{ ГПа}$;

$$\bar{\sigma}_1 = (+930 / -240) \text{ МПа}; \\ \bar{\sigma}_2 = (+930 / -240) \text{ МПа}; \tau_{12} = 96 \text{ МПа};$$

Толщины слоев углепластика и стеклопластика соответственно равны $\delta_i^{(1)} = 0,125 \text{ мм}$ и $\delta_i^{(2)} = 0,25 \text{ мм}$.

При исследовании прочности панели из гибридного материала с разрушающимися слоями будем опираться на решение геометрически нелинейной задачи закритического деформирования [9], из которой найдем критические усилия сжатия и сдвига и предельные усилия, приводящие к разрушению отдельных слоев композита. Решение задачи на собственные значения панели выполним с помощью метода Рэлея-Ритца, для чего функцию перемещений представим в виде двойного ряда, образованного «балочными» функциями [11]

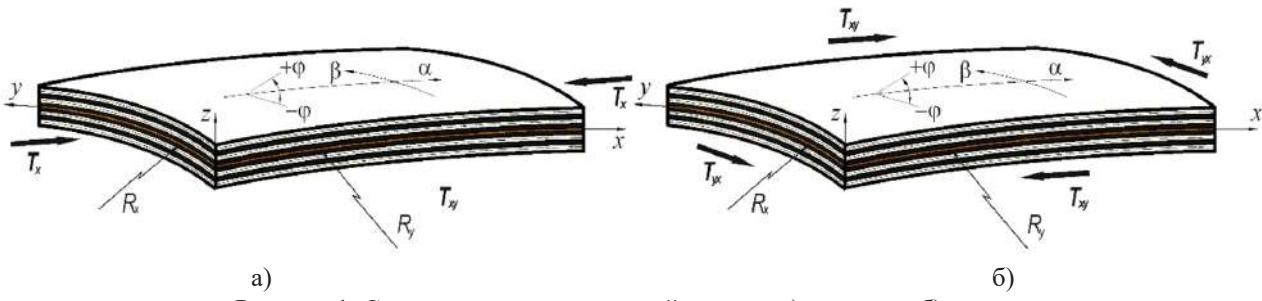


Рисунок 1. Схемы нагружения пологой панели: а) – сжатие; б) – сдвиг

$$w = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} A_{mn} \bar{w}_{1m}(x) \bar{w}_{2n}(y). \quad (1)$$

Для определения минимальных собственных значений и принадлежащих им собственных векторов и форм полную потенциальную энергию E панели площадью S представим в форме Брайана [19]:

$$\begin{aligned} E = & \frac{1}{2} \iint_0^b \left\{ D_{11} (w_{,xx})^2 + 2D_{12} (w_{,xx})(w_{,yy}) + \right. \\ & + D_{22} (w_{,yy})^2 + 4D_{33} (w_{,xy})^2 + B_{22} k_y^2 (w)^2 - \\ & \left. - N_x (w_{,x})^2 - 2N_{xy} (w_{,x})(w_{,y}) \right\} dx dy. \end{aligned} \quad (2)$$

Подставив в функционал энергии E прогиб (1), вычислим интеграл (2) методом Симпсона [19], согласно которому область интегрирования разбивается на $i \times j$ ячеек сетки при $i \in \{0, \dots, i_{\max}\}$, $j \in \{0, \dots, j_{\max}\}$. Минимизируя получающееся после интегрирования выражение по каждому элементу неизвестного вектора амплитуд $\lfloor A \rfloor$, получим однородную систему линейных алгебраических уравнений:

$$\begin{pmatrix} [\Omega] - \lfloor \lambda_x \rfloor [t_x] - \frac{B_{22} k_y^2}{\sqrt{D_{11} D_{22}}} (w)^2 - \lfloor \lambda_{xy} \rfloor [t_{xy}] \\ \lfloor A \rfloor = 0, \end{pmatrix} \quad (3)$$

где

$$\begin{aligned} [\Omega] = & \left(\sqrt{D_{11} D_{22}} \right)^{-1} \iint_0^b [w_{,xx}, w_{,yy}, 2w_{,xy}]^T [D]^{xy} \\ & [w_{,xx}, w_{,yy}, 2w_{,xy}] dx dy, \\ [t_x] = & \iint_0^b (w_{,x})^2 dx dy, \quad [t_{xy}] = \iint_0^b 2(w_{,x})(w_{,y}) dx dy; \end{aligned}$$

$\lfloor \lambda_x \rfloor, \lfloor \lambda_{xy} \rfloor$ – векторы собственных значений.

Условие равенства нулю определителя однородной системы уравнений (3)

$$\det \left([\Omega] - \lfloor \lambda_x \rfloor [t_x] - \frac{B_{22} k_y^2}{\sqrt{D_{11} D_{22}}} (w)^2 - \lfloor \lambda_{xy} \rfloor [t_{xy}] \right) = 0$$

позволяет определить векторы собственных значений $\lfloor \lambda_x \rfloor, \lfloor \lambda_{xy} \rfloor$, а также несколько первых собственных векторов $\lfloor q_1 \rfloor, \lfloor q_2 \rfloor, \lfloor q_3 \rfloor, \dots$, соответствующих собственным значениям $\lambda_1 < \lambda_2 < \lambda_3 \dots$. Затем вычисляем необходимые для аппроксимации закритического прогиба собственные формы в виде

$$\bar{W}_i = \left\{ \sum_p q_p \tilde{w}_1(x) \tilde{w}_2(y) \right\}, \text{ где } p \text{ – число членов ряда} \quad (1).$$

На рисунке 2 приведены собственные формы, соответствующие минимальным собственным значениям-коэффициентам устойчивости изотропной панели при сжатии и сдвиге ($a = 2\text{м}; b = 1\text{м}; R_y = 50\text{м}; h = 2\text{мм}; \chi = 0^\circ$).

Полагая, что форма закритического прогиба, при которой происходит разрушение перегруженного слоя, будет подобна первой собственной форме (форма соответствует минимальному собственному значению), переходим к решению задачи о закритическом деформировании пологой панели. Форма закритического прогиба

$$w_{zk} = A_0 \sum_p q_p \tilde{w}_1(x) \tilde{w}_2(y); \quad p = 1..30. \quad (4)$$

Меняя уровень нагружения панели усилиями сжатия или сдвига, определяем момент, при котором в наиболее нагруженном слое композита выполнится условие $F_p^{(i)} = 1.0$. При поиске наиболее нагруженного слоя необходимо исследовать напряженное состояние в каждом узле сетки и каждом слое, которые подлежат анализу. Точность результатов расчетов предельных усилий сжатия и сдвига вытекает из погрешности аппроксимации закритического прогиба (4), шага разбиения сетки и погрешности при выполнении условия $F_p^{(i)} = 1.0$. Заменив в разрушенном слое исходные характеристики механических свойств на характеристики после разрушения слоя, повторяем расчет с новыми жесткостными и проч-

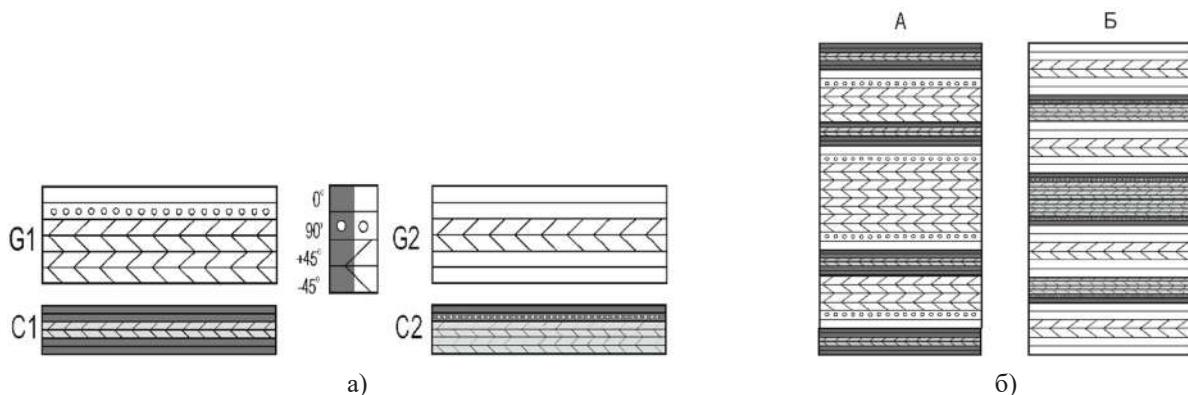


Рисунок 2. Варианты укладки слоев гибридного композита: а) – блоки, б) – панели

ностными свойствами пакета слоев панели при сжатии и сдвиге.

Каждое исследование варианта армирования, радиуса кривизны, вида контурного усилия и граничных условий включало 5 этапов, на каждом из которых нагружение пологой панели доводилось до разрушения наиболее нагруженного слоя композитного материала. Жесткостные и прочностные характеристики панели определялись с учетом разрушенных на предыдущих этапах слоев в предположении, что для пакета слоев остается справедливой гипотеза Киргофа-Лява.

4. Панель нагружена сжимающими усилиями в продольном направлении

Результаты исследования послойного разрушения прямоугольной панели с разной кривизной в поперечном направлении на критические усилия

сжатия приведены в таблицах 1 и 2. В таблице 1 показано изменение критических усилий сжатия панели со свободно опертыми кромками для двух вариантов армирования; в таблице 2 – изменение критических усилий сжатия панели с защемленными кромками. Сравнение результатов расчетов показывает, что вариант армирования Б более предпочтителен по устойчивости панели как со свободно опертыми кромками, так и с защемленными кромками. На рисунках 3 и 4 приведены графики изменения критических усилий сжатия в зависимости от радиусов кривизны и этапа нагружения для гибридной панели с различными граничными условиями.

5. Панель нагружена касательными усилиями сдвига

В таблицах 3 и 4 приведены результаты изменения критических усилий сдвига пологой ги-

Таблица 1

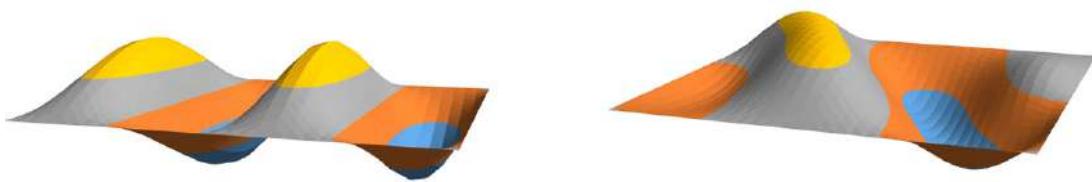
Критические усилия сжатия панели со свободно опертыми кромками

	N _{xkr} (кН / м)					
	R _y = ∞	R _y = 100 м	R _y = 50 м	R _y = 25 м	R _y = 10 м	R _y = 5 м
этап	вариант А					
1	85,11	87,34	94,05	120,91	204,23	346,04
2	85,10	87,34	94,05	120,93	204,27	346,14
3	85,09	87,34	94,05	120,95	204,26	346,17
4	84,98	87,34	94,05	120,86	203,86	345,59
5	84,81	87,34	94,05	120,73	203,24	344,67
этап	вариант Б					
1	115,63	118,45	126,91	159,02	255,02	427,08
2	114,78	118,45	126,91	157,12	251,64	421,85
3	109,74	118,45	126,91	145,70	231,35	390,17
4	109,74	113,41	126,07	142,22	226,18	363,19
5	109,74	112,55	121,02	137,96	220,61	337,40

Таблица 2

Критические усилия сжатия гибридной панели с защемленными кромками

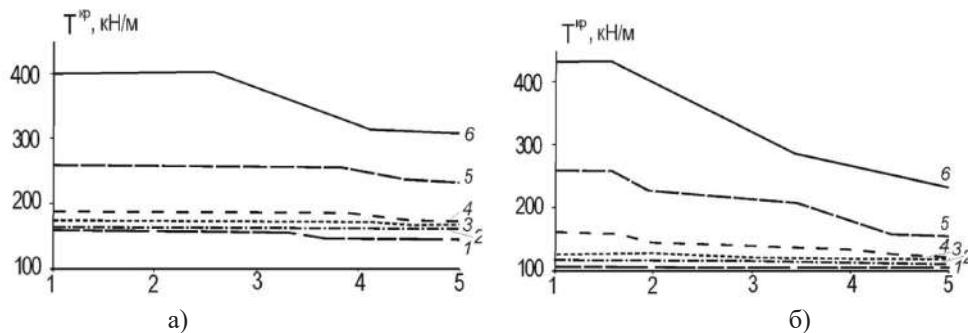
	N _{xkr} (кН / м)					
	R _y = ∞	R _y = 100 м	R _y = 50 м	R _y = 25 м	R _y = 10 м	R _y = 5 м
этап	вариант А					
1	169,81	171,58	176,8	190,19	261,81	404,53
2	169,80	171,58	176,8	190,19	261,81	404,63
3	169,78	171,58	176,8	190,19	261,87	404,63
4	169,54	171,58	176,8	190,19	261,87	403,82
5	169,18	171,58	176,8	190,19	261,87	402,57
этап	вариант Б					
1	227,48	228,61	231,98	245,3	332,09	498,69
2	227,48	225,51	228,87	245,3	332,09	491,69
3	224,38	206,96	210,28	242,2	327,31	448,98
4	205,85	206,96	210,28	242,2	327,31	415,55
5	205,85	206,95	210,28	223,4	298,39	383,63



а)

б)

Рисунок 3. Собственные формы, соответствующие минимальным собственным значениям:
(а) – при сжатии и (б) – сдвиге



а)

б)

Рисунок 4. Влияние кривизны панели и этапов нагружения

на критические усилия сжатия N_{xkr} (кН / м) панели со свободно опретыми кромками:

(а) – вариант А; (б) – вариант Б; 1 – $R_y = \infty$; 2 – $R_y = 100$; 3 – $R_y = 50$; 4 – $R_y = 25$; 5 – $R_y = 10$; 6 – $R_y = 5$

Таблица 3

Критические усилия сдвига панели со свободно опретыми кромками

этап	N_{xykr} (кН / м)					
	$R_y = \infty$	$R_y = 100$ м	$R_y = 50$ м	$R_y = 25$ м	$R_y = 10$ м	$R_y = 5$ м
вариант А						
1	121,84	125,12	133,47	156,02	229,03	365,60
2	121,72	124,81	132,89	154,88	218,08	359,71
3	115,47	118,44	126,18	147,24	215,13	342,36
4	115,47	118,44	126,18	147,25	211,01	342,36
5	115,46	118,44	126,18	147,25	206,96	342,56
вариант Б						
1	172,20	176,04	186,15	214,20	308,51	487,53
2	169,08	172,80	182,61	209,90	282,30	476,02
3	165,03	168,64	178,14	204,61	258,50	462,80
4	149,34	152,82	161,91	186,79	250,46	427,88
5	131,65	135,00	143,63	166,70	243,67	388,55

Таблица 4

Критические усилия сдвига панели с защемленными кромками

этап	N_{xykr} (кН / м)					
	$R_y = \infty$	$R_y = 100$ м	$R_y = 50$ м	$R_y = 25$ м	$R_y = 10$ м	$R_y = 5$ м
вариант А						
1	189,66	190,82	194,18	205,95	260,91	379,71
2	189,40	190,52	193,74	205,11	258,48	362,12
3	180,56	170,79	173,77	195,54	246,40	356,72
4	180,55	170,79	173,77	195,55	246,44	349,75
5	180,54	170,77	173,77	195,54	246,46	342,91
вариант Б						
1	264,93	266,29	270,24	284,39	353,74	508,08
2	260,49	256,52	260,26	279,31	346,61	467,79

Окончание таблицы 4

	$N_{xykr}(\kappa H / m)$					
	$R_y = \infty$	$R_y = 100 m$	$R_y = 50 m$	$R_y = 25 m$	$R_y = 10 m$	$R_y = 5 m$
3	254,74	250,72	231,18	272,91	338,03	430,98
4	231,94	227,88	205,69	249,60	310,89	428,00
5	226,66	202,54	205,69	222,56	280,34	416,74

бридной панели последовательно от 1 до 5 этапов нагружения. Как видно из результатов, разрушение слоев не оказывает существенного влияния на критические усилия при сдвиге гибридной панели с рассмотренными структурами армирования и граничными условиями. Сравнение результатов расчетов показывает, что вариант армирования Б более предпочтителен по устойчивости панели как со свободно опертыми кромками, так и с защемленными кромками.

Заключение

1. Анализ напряженно-деформированного состояния плоской гибридной панели показал:

– при сжатии послойное разрушение происходит одновременно в двух слоях углепластика с углами армирования $\varphi = 0^\circ$, симметрично расположенных относительно нейтральной поверхности;

– при сдвиге послойное разрушение происходит в слоях композитного материала с углами армирования $+45^\circ / -45^\circ$, расположенных во многих случаях вблизи нейтральной поверхности, что затрудняет визуальную оценку поврежденности панели при эксплуатации таких элементов летательного аппарата.

2. Влияние разрушенных слоев на критические усилия сжатия плоской гибридной панели

($R_y = \infty$) можно считать незначительным. За 5 этапов нагружения снижение N_x в панели со свободно опертыми кромками составило величину $(85,11 / 84,81) = 1,004$ в варианте армирования А и величину 1,054 в варианте Б; в панели с защемленными кромками – 1,004 и 1,105. Не отмечено значительное влияние разрушающихся слоев на критические усилия сжатия для пологих панелей во всех вариантах радиусов кривизны.

3. Влияние разрушенных слоев на критические усилия сдвига плоской гибридной панели ($R_y = \infty$) можно считать более заметным по сравнению с критическими усилиями сжатия, но также незначительным. За 5 этапов нагружения снижение N_{xy} в панели со свободно опертыми кромками составило величину 1,055 в варианте армирования А и величину 1,308 в варианте Б; в панели с защемленными кромками – 1,051 и 1,169. Наибольшее влияние разрушающихся слоев на критические усилия сдвига для пологих панелей отмечено в случае панели с радиусом кривизны $(508,08 / 416,74) = 1,219$ и вариантом армирования Б.

4. Сравнение результатов по критическим усилиям сжатия и сдвига показало преимущество структуры армирования Б для всех вариантов радиусов кривизны и граничных условий на контуре панели.

Список литературы

- [1] Васильев В. В. Механика конструкций из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1988. 272 с.
- [2] Reddy J. N. Mechanics of laminated composite plates and shells. Theory and analysis, (2nd ed). New York, CRC Press, 2004, 831 p.
- [3] Зинин А. В. Сопротивление малоцикловой усталости гибридных композиционных материалов и элементов летательных аппаратов из них: дис. ...канд. техн. наук: 01.02.06 / Александр Владимирович Зинин. Москва, 1983. 221 с.
- [4] Alarifi I. M. Hybrid Composite Materials and their Applications. – Woodhead Publishing, 2023, 322 p. doi: 10.1016/B 978-0-323-99126-1.00001-X.
- [5] Swolfs Y., Gorbatikh L., Verpoest I. Fibre hybridisation in polymer composites: A review // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. 2014. Vol. 67, pp. 181–200. doi:10.1016/j.compositesa.2014.08.027.
- [6] Зинин А. В., Азиков Н. С. Усталость и разрушение гибридных композиционных материалов при малоциклическом нагружении. В кн. Фундаментальные исследования и инновационные технологии в машиностроении. Научные труды VII Международной научной конференции. М., ИМАШ РАН, 2021. С. 110–112.
- [7] Kiani Y. Free vibration of FG-CNT reinforced composite skew plates // Aerospace Science and Technology. 2016. Vol.58, pp. 130467–9. doi: 10.1016/j.ast.2016.08.018.
- [8] Valvano S. and Carrera E. Multilayered plate elements with node-dependent kinematics for the analysis of composite and sandwich structures, Facta Univ., Ser.: Mech. Eng., 2017. Vol. 15, № 1, pp. 1–30. Doi: 10.22190/FUME 170315001V.
- [9] Azikov N. S., Zinin A. V., Gaidarzhi, Yu. V. and Saifullin I. Sh. Strength under Supercritical Deformation of Skew Composite Panels. Journal of Machinery Manufacture and Reliability, 2021, Vol. 50, № 5, pp. 430–437.

- [10] Haldar S., Pal S., Kalita K., Sagunthala R. Free vibration of skew laminates – a brief review and some benchmark results. Transactions of the Royal Institution of Naval Architects. International Journal of Maritime Engineering. 2019, v. 161, Part A4, p.p. 357–380. doi: 10.3940/nna.ijme.2019.a4.540.
- [11] Азиков Н. С. Устойчивость слоистых композитных косоугольных панелей // Механика композиционных материалов и конструкций. 2004. Т. 10, № 1. С. 133–152.
- [12] Srinivasa C.V., Suresh Y.J. and Kumar R. Buckling studies on laminated composite skew plates, Int. J. Compu-put. AppL, 2012, Vol. 37, № 1, pp. 35–47.
- [13] Азиков Н. С., Зинин А. В. Влияние гибридизации слоистого композита на несущую способность пластин из стеклоуглеродистого материала при комбинированном нагружении сжатием и сдвигом // Проблемы машиностроения и автоматизации. 2024. № 2. С. 25–39.
- [14] Нуримбетов А. У., Дудченко А. А. Современное состояние вопроса анализа собственных частот и форм колебаний конструкций из композиционных материалов // Строительная механика инженерных конструкций и сооружений. 2018. Т. 14, № 4. С. 323–336 doi: 10.22363/1815-5235-2018-14-4-323-336.
- [15] Xiang Y., Lai S. K., Zhou L., Lim C. W. DSC-Ritz element method for vibration analysis of rectangular Mindlin plates with mixed edge supports. European Journal of Mechanics, A/Solids. 2010, Vol. 29(4), pp.619–628. doi:10.1016/j.euromechsol.2009.12.007.
- [16] Karami C., Shahpari S.A. and Malekzadeh P. DQM analysis of skewed and trapezoidal laminated plates, Compos. Struct., 2003, Vol. 59, № 3, pp. 393–402. [https://doi.org/10.1016/S 0263-8223\(02\)00188-5](https://doi.org/10.1016/S 0263-8223(02)00188-5).
- [17] Maji A., Mahato P. Kr. Development and applications of shear deformation theories for laminated composite plates: An overview. Journal of Thermoplastic Composite Materials, 2020, 089270572093076, pp.1–44 doi: 10.1177/0892705720930765.
- [18] Azikov N. S., Zinin A. V. A Destruction Model for an Anisogrid Composite Structure // Journal of Machinery Manufacture and Reliability, 2018, Vol. 47, № 5, pp. 423–429.
- [19] Волков Е. А. Численные методы. М.: Наука, 1982. 56 с.

STUDY OF STABILITY OF FLAT PANELS MADE OF HYBRID MATERIALS WITH DESTROYING COMPOSITE LAYERS

N. S. Azikov, A. V. Zinin

*Mechanical Engineering Research Institute
of the Russian Academy of Science
Moscow, Russian Federation*

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

The effect of collapsing layers in flat panels made of a hybrid material on the stability under compression and shear is analyzed. The hybrid material is formed from carbon fiber and fiberglass blocks. The blocks form a symmetrical structure of layers relative to the neutral surface. The eigenvalue problem is solved in displacements by approximating the deflection function with "beam" functions depending on the support conditions on the panel contour. The minimum eigenvalues are determined – stability coefficients and critical compression and shear forces. The panel is loaded with a contour force in fractions of the critical force, the problem of postcritical deformation is solved by approximating the deflection as a product of an unknown amplitude and the minimum eigenform. Using the layer loading coefficients, the load-bearing capacity of the panel is estimated by the moment of failure of the most loaded layer/layers of different structures using the Tsai-Wu strength criterion. The ultimate force is established at which the loading coefficient in the most loaded layer is. This damaged layer is replaced by a fictitious layer with mechanical properties of the binder. The analysis of layer-by-layer destruction of hybrid panels is limited to five loading stages. As a result of the research, critical

compressive and shear forces were found, allowing us to evaluate the effect of layer-by-layer destruction of the hybrid material on these values, and an effective reinforcement option for the hybrid package was determined.

Keywords: stability, flat panel, hybrid material, layer-by-layer failure, critical forces, ultimate failure force, strength criterion.

Submitted: 09.07.2025. Accepted: 09.09.2025.

References

175

- [1] Vasiliev V. V. Mechanics of structures made of composite materials. – Moscow: Mashinostroenie, 1988. 272 p.
- [2] Reddy J. N. Mechanics of laminated composite plates and shells. Theory and analysis, (2nd ed). New York, CRC Press, 2004, 831 p.
- [3] Zinin A. V. Low-cycle fatigue resistance of hybrid composite materials and aircraft components made from them. Candidates thesis. Moscow, 1983, 221 p. (in Russian).
- [4] Alarifi I. M. Hybrid Composite Materials and their Applications. – Woodhead Publishing, 2023, 322 p. doi: 10.1016/B978-0-323-99126-1.00001-X.
- [5] Swolfs Y., Gorbatikh L., Verpoest I. Fibre hybridisation in polymer composites: A review // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. 2014. Vol. 67, pp. 181–200, doi:10.1016/j.compositesa.2014.08.027.
- [6] Zinin A. V., Azikov N. S. Fatigue and fracture of hybrid composite materials under low-cycle loading. In the book. Fundamental research and innovative technologies in mechanical engineering: Scientific works of the VII International scientific conference. Moscow, IMASH RAS, 2021. pp. 110–112.
- [7] Kiani Y. Free vibration of FG-CNT reinforced composite skew plates // Aerospace Science and Technology. 2016. Vol. 58, pp. 130467–9 doi: 10.1016/j.ast.2016.08.018.
- [8] Valvano S., Carrera E. Multilayered plate elements with node-dependent kinematics for the analysis of composite and sandwich structures // Facta Univ., Ser.: Mech. Eng., 2017, vol. 15, № 1, pp. 1–30. doi: 10.22190/fume170315001v.
- [9] Azikov N. S., Zinin A. V., Gaidarzhi Yu. V., Saifullin I. Sh. Strength under Supercritical Deformation of Skew Composite Panels // Journal of Machinery Manufacture and Reliability, 2021. Vol. 50, № 5, pp. 430–437.
- [10] Haldar S., Pal S., Kalita K., Sagunthala R. Free vibration of skew laminates – a brief review and some benchmark results. Transactions of the Royal Institution of Naval Architects//International Journal of Maritime Engineering. 2019. Vol. 161, Part A4, pp. 357–380. doi: 10.3940/nna.ijme.2019.a4.540.
- [11] Azikov N. S. Stability of layered composite oblique panels // Mechanics of composite materials and structures. 2004. Vol. 10, № 1, pp. 133–152.
- [12] Srinivasa, C.V., Suresh, Y.J., and Kumar, R., Buckling studies on laminated composite skew plates, Int. J. Compu-put. AppL, 2012. Vol. 37, № 1, pp. 35–47.
- [13] Azikov N. S., Zinin A. V. The influence of hybridization of a layered composite on the load-bearing capacity of glass-carbon-reinforced plastic plates under combined compression and shear loading // Problems of mechanical engineering and automation. 2024. № 2, pp. 25–39.
- [14] Nurimbetov A. U., Dudchenko A. A. Current state of the issue of analysis of natural frequencies and vibration modes of structures made of composite materials // Structural mechanics of engineering structures and buildings. 2018.v.14, no.4. pp. 323–336 doi: 10.22363/1815-5235-2018-14-4-323-336.
- [15] Xiang Y., Lai S. K., Zhou L., Lim C. W. DSC-Ritz element method for vibration analysis of rectangular Mindlin plates with mixed edge supports// European Journal of Mechanics, A/Solids. 2010. Vol. 29(4), pp.619–628. doi:10.1016/j.euromechsol.2009.12.007.
- [16] Karami C., Shahpari S. A., and Malekzadeh, P., DQM analysis of skewed and trapezoidal laminated plates, Compos. Struct., 2003. Vol. 59, № 3, pp. 393–402. [https://doi.org/10.1016/S0263-8223\(02\)00188-5](https://doi.org/10.1016/S0263-8223(02)00188-5).
- [17] Maji A., Mahato P. Kr. Development and applications of shear deformation theories for laminated composite plates: An overview. Journal of Thermoplastic Composite Materials, 2020, 089270572093076, pp.1–44 doi: 10.1177/0892705720930765.
- [18] Azikov N. S., Zinin A. V. A Destruction Model for an Anisogrid Composite Structure // Journal of Machinery Manufacture and Reliability, 2018. Vol. 47, № 5, pp. 423–429.
- [19] Volkov E. A. Numerical methods. M.: Science, 1982. 256 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. 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.

Зинин Александр Владимирович – кандидат технических наук, доцент Московского авиационного института (национальный исследовательский университет). Окончил Московский авиационно-технологический институт имени К. Э. Циолковского в 1978 году по специальности «Самолетостроение». Область научных интересов: прочность, устойчивость и надежность элементов летательных аппаратов; усталость и механика разрушения композиционных материалов; методы оценки несущей способности и долговечности композитных элементов космических конструкций.

СИНТЕЗ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ НАВОДИМОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА МАНЕВРИРУЮЩИЙ КОСМИЧЕСКИЙ ОБЪЕКТ

С.Г. Козев¹, Ю.А. Пономарев¹,
В.В. Пятков¹, А.С. Головачев¹, А.А. Толмачев^{2✉}

¹Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского
г. Санкт-Петербург, Российская Федерация

²Военная академия воздушно-космической обороны
имени Маршала Советского Союза Г. К. Жукова
г. Тверь, Российская Федерация

Размещение США оружия в космосе сокращает подлетное время средств поражений до важных стратегических наземных и космических объектов, что, в свою очередь, значительно ограничивает возможности парирования угроз и ответного удара отечественных стратегических ядерных и не ядерных сил. Данный фактор повышает значимость задачи оптимального управления движением наводимого летательного аппарата на маневрирующий космический объект для увеличения точности наведения. Рассмотрен синтез оптимального управления движением наводимого летательного аппарата на маневрирующий космический объект. Цель синтеза – обеспечить допустимые условия захвата космического объекта телевизионной головкой самонаведения за счет выполнения условий квазиколлинеарности векторов скоростей летательного аппарата и космического объекта в момент окончания дальнего наведения. Экспериментальные результаты исследования подтверждают достижение цели. Для определения области перехода наводимого летательного аппарата на самонаведение предложено циклически на небольшие интервалы времени рассчитывать области достижимости целевого объекта по данным внешних измерителей. По рассчитанным областям достижимости аппроксимируется кривая, на которой определяется область перехода наводимого летательного аппарата на самонаведение. Разработанный синтез оптимального управления движением наводимого летательного аппарата на маневрирующий космический объект вносит вклад в развитие существующих методов наведения. В работе впервые применено циклическое построение областей достижимости заатмосферного целевого объекта.

Ключевые слова: летательный аппарат, вектор скорости, наведение, оптимальное управление, космический объект.

Поступила в редакцию: 17.07.2025. Принята к печати: 09.09.2025.

Введение

Современное состояние международных отношений выдвинуло на передний рубеж актуальную для России и ее союзников военно-политическую проблему – реагирование на возможное размещение США оружия в космосе. На Космическом симпозиуме 11 декабря 2024 года глава Космического командования США генерал Стивен Уайтинг призвал к развертыванию оружия в космосе [1].

Большую угрозу для Российской Федерации составит размещение высокоточного оружия в космосе, которое может быть применено для нанесения ударов как по космическим, так и по наземным стратегическим объектам. Повышается боевая устойчивость средств поражения противника благодаря расширению видов базирования, высот, скоростей их применения, а также возможность совершать маневр.

Размещение вооружения в космосе сокращает подлетное время средств поражений до важных стратегических объектов Российской Федерации, что, в свою очередь, значительно ограничивает

время для организации парирования угроз и ответного удара отечественных стратегических ядерных и не ядерных сил до неприемлемого уровня из-за снижения возможностей систем противодействия [2].

Таким образом, в условиях возможного размещения оружия в космосе требуется разработка новых или модернизация существующих средств противодействия, способных эффективно отразить нападение.

Для решения данной задачи предложен синтез оптимального управления движением наводимого летательного аппарата (ЛА) на маневрирующий космический объект (КО) для увеличения точности наведения.

1. Построение области достижимости летательного аппарата

Для оценки возможностей по динамике целевого объекта будем использовать циклическое построение областей достижимости. Это необходимо, поскольку методы наведения в упрежденную точку встречи с баллистической целью не могут обеспечить необходимую точность поражения, так как для маневрирующих целей невозможно рассчитать такую точку встречи ввиду отличия закона движения цели от баллистического (эллиптического) [3].

В работе [5] предложен метод расчета такой области для аэродинамической цели на конечном этапе телевидения без работающей двигательной установки.

Рассмотрим аналогичным образом для вертикальной плоскости полета построение областей достижимости маневрирующей цели на заатмосферном участке при работающей её двигательной установке. Для горизонтальной плоскости задача решается аналогично.

Движение целевого объекта на заатмосферном участке в вертикальной плоскости с работающим двигателем определяется следующей системой дифференциальных уравнений [7]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dV}{dt} = \frac{P}{(m_0 - m_c t)} - g \sin(\theta) \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{P\alpha}{(m_0 - m_c t)V} - g \cos(\theta) / V \\ \frac{dx}{dt} = V \cos(\theta) \\ \frac{dy}{dt} = V \sin(\theta) \end{array} \right. , \quad (1)$$

где V – скорость; θ – угол наклона траектории; x (дальность) и y (высота) – координаты местоположения ЛА в неподвижной системе коорди-

нат, связанной с его центром масс; g – ускорение силы тяжести; m_0 – начальная масса; m_c – секундный расход массы; P – тяга двигательной установки.

В векторно-матричном виде выражение (1) запишется в виде:

$$\frac{dx}{dt} = \mathbf{F}(x(t), \alpha(t)),$$

где: $\mathbf{x} = [V, \theta, y, x]^T$ – вектор состояния ЛА в вертикальной плоскости; $\mathbf{F} = [f_V, f_\theta, f_y, f_x]^T$ – вектор-функция, определяемая правыми частями выражения (1); α – управление, представленное углом атаки.

Величины углов отклонения двигателей управления и возникающие ввиду этого углы атаки ЛА функционально связаны, поэтому примем за управление угол атаки, который удовлетворяет ограничению:

$$|a| \leq a_{\text{don}}. \quad (2)$$

Задано начальное положение ЛА:

$$t_0 = 0, V(0) = V_0, \theta(0) = \theta_0, y(0) = y_0, x(0) = x_0. \quad (3)$$

Задан момент θ , на который рассчитывается область достижимости ЛА.

Областью достижимости (ОД) управляемой системы (1) в k -мерном пространстве $\{x_1 x_2 x_3 \dots x_k\}$ ($k \leq n$) из начального состояния (3) в момент времени ϑ ($\vartheta > t_0$) при ограничении на управлении (2) называется множество $G(t_0, \mathbf{x}_0, U, \vartheta)$ тех и только тех точек $\mathbf{q} = \{x_1(\vartheta), x_2(\vartheta), \dots, x_k(\vartheta)\}$, в которые можно перевести систему из начального состояния \mathbf{x}_0 в момент времени ϑ за счет выбора функции управления $u(t) = \alpha(t)$, удовлетворяющей заданным ограничениям [5].

Здесь U – множество функций управления, α – угол атаки, l – единичный вектор, направление которого определяется углом ξ_1 между вектором l и осью OX определяется.

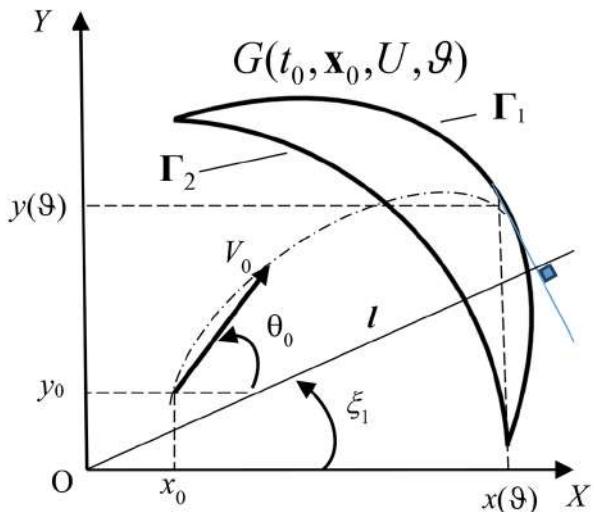


Рисунок 1. Область достижимости летательного аппарата

ОД ЛА в плоскости ограничена двумя кривыми Γ_1 – выпуклая часть границы, Γ_2 – вогнутая часть границы.

Для расчета точек на выпуклой части границы ОД решается следующая задача оптимального управления.

Требуется найти порядок изменения угла атаки $\alpha(t)$, обеспечивающей максимальное смещение ЛА из начальной позиции $(V_0, \theta_0, x_0, y_0, m_0, m_c, R)$ в вертикальной плоскости в направлении единичного вектора l в момент времени ϑ при выполнении условий (2).

Для решения задачи по аналогии с [5] используем принцип максимума Понтрягина. Принцип утверждает существование вектор-функции $\Psi(t)$, являющейся решением системы уравнений:

$$\frac{d\psi}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial x},$$

где $H(t, \mathbf{x}(t), \boldsymbol{\psi}(t), \tilde{u}(t)) = \boldsymbol{\psi}^T \mathbf{F}$ – функция Гамильтона, $\tilde{u}(t)$ – оптимальное управление.

Систему уравнений

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dx}{dt} = \mathbf{F}(t, \mathbf{x}, u) \\ \frac{d\psi}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial x} \\ H(t, \mathbf{x}(t), \boldsymbol{\psi}(t), \tilde{u}(t)) = \max_{u(t) \in U} H(t, \mathbf{x}(t), \boldsymbol{\psi}(t), u(t)) \end{array} \right.$$

называют π -системой. Решение π -системы является решением задачи оптимального управления.

Выпуклая граница ОД ЛА строится по точкам посредством последовательного задания углов ξ_1 и решения задачи о максимальном смещении ЛА вдоль заданного вектора l направления. То есть требуется максимизировать скорость ЛА в заданный момент ϑ при его выведении по направлению вектора l .

Показатель оптимальности в данном случае будет иметь вид:

$$J = V(\vartheta). \quad (4)$$

Для использования традиционной формы принципа максимума вместо максимизации скорости в момент ϑ будем искать минимум следующего функционала $J_1 = -V(\vartheta)$, что, очевидно, равнозначно.

Функция Гамильтона для системы (1) с терминальным критерием имеет вид:

$$H = -\psi_V \frac{R}{m_0 - m_c t} - \psi_V g \sin(\theta) + \psi_\theta \frac{R \alpha}{(m_0 - m_c t) V} - \psi_\theta \frac{g \cos(\theta)}{V} + \psi_y V \sin(\theta) + \psi_x V \cos(\theta).$$

Составим сопряженную систему уравнений:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{d\psi_V}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial V} = \psi_\theta \frac{R \alpha}{(m_0 - m_c t) V^2} - \psi_\theta \frac{g \cos(\theta)}{V^2} - \psi_y \sin \theta - \psi_x \cos \theta; \\ \frac{d\psi_\theta}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \theta} = -\psi_\theta \frac{g \sin \theta}{V} + \psi_V g \cos \theta - \psi_y V \cos \theta + \psi_x V \sin \theta; \\ \frac{d\psi_x}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial x} = 0; \\ \frac{d\psi_y}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial y} = 0 \end{array} \right. \quad (5)$$

Рассмотрим условия трансверсальности для фиксированного момента ϑ :

$$\left[\frac{\partial J_1}{\partial \mathbf{w}} + \boldsymbol{\psi} \right]_{t=\vartheta}^T \delta \mathbf{w}_\vartheta = 0,$$

где

$$\mathbf{w} = \begin{bmatrix} V \\ \theta \\ y \\ x \end{bmatrix}; \boldsymbol{\psi} = \begin{bmatrix} \psi_V \\ \psi_\theta \\ \psi_y \\ \psi_x \end{bmatrix}; \delta \mathbf{w}_\vartheta = \begin{bmatrix} \delta V_\vartheta \\ \delta \theta_\vartheta \\ \delta y_\vartheta \\ \delta x_\vartheta \end{bmatrix}; \frac{\partial J}{\partial \mathbf{w}} = \begin{bmatrix} \frac{\partial J}{\partial V} \\ \frac{\partial J}{\partial \theta} \\ \frac{\partial J}{\partial y} \\ \frac{\partial J}{\partial x} \end{bmatrix};$$

Это условие в развернутом виде имеет вид:

$$[-1 + \psi_v(\vartheta)]\delta V_\vartheta + \psi_\theta(\vartheta)\delta\theta_\vartheta + \psi_y(\vartheta)\delta y_\vartheta + \psi_x(\vartheta)\delta x_\vartheta = 0.$$

Так как при $t = \vartheta$ фазовые координаты V, θ, γ, χ могут принимать любые значения, то в силу независимости вариаций $\delta V_\vartheta, \delta\theta_\vartheta, \delta y_\vartheta, \delta\chi_\vartheta$ получаем следующие граничные условия для фазовых координат сопряженной системы:

180

$$\begin{cases} \psi_v(\vartheta) = 1; \\ \psi_\theta(\vartheta) = 1; \\ \psi_\chi(\vartheta) = 0; \\ \psi_y(\vartheta) = 0; \end{cases} \quad (6)$$

Систему (5) с учетом (6) представим в виде:

$$\frac{d\psi}{dt} = \varphi(t, w, \psi, \alpha), \quad (7)$$

где $\Psi = \begin{bmatrix} \psi_v \\ \psi_\theta \end{bmatrix}$, $\varphi(t, w, \psi, \alpha) = \begin{bmatrix} \varphi_v(t, w, \psi, \alpha) \\ \varphi_\theta(t, w, \psi, \alpha) \end{bmatrix}$;

$$\varphi_v(t, w, \psi, \alpha) = \psi_\theta \frac{R\alpha}{(m_0 - m_c t)V^2} - \psi_\theta \frac{g \cos(\theta)}{V^2};$$

$$\varphi_\theta(t, w, \psi, \alpha) = -\psi_\theta \frac{g \sin(\theta)}{V} + \psi_v g \cos(\theta)$$

Согласно принципу максимума функция Гамильтона должна при оптимальном управлении достигать максимума. Причем управление $\alpha(t)$ должно удовлетворять ограничению (2) [6].

Функцию Гамильтона представим в следующем виде:

$$H = H_0 + H_1 \alpha,$$

где

$$H_0 = -\psi_v \frac{R}{m_0 - m_c t} - \psi_v g \sin(\theta) - \psi_\theta \frac{g \cos(\theta)}{V},$$

$$H_1 = \psi_\theta \frac{R}{(m_0 - m_c t)V}.$$

Функция H достигает максимума при следующих значениях управления:

$$\tilde{\alpha}(t) = \begin{cases} \alpha_{\text{don}} & \text{если } H_1 > 0; \\ -\alpha_{\text{don}} & \text{если } H_1 < 0; \\ \text{режим особого управления, если } H_1 = 0, \end{cases} \quad (8)$$

Откуда

$$\frac{dH}{d\alpha} \Big|_{\alpha=\alpha^*} = 0.$$

$$\alpha^*(t) = \psi_\theta \frac{R}{(m_0 - m_c t)V}.$$

Режим особого управления возникает при $\psi_\theta = 0$, в этом случае режим особого управления должен продолжаться до окончания управления движения. Но в момент ϑ в систему граничных условий $\psi_v \neq 0$, поэтому режим особого управления в данной задаче не может появиться.

Таким образом, π -система в данном случае включает системы уравнений (1), (7) и соотношения выбора оптимального управления (8), π -система удовлетворяет начальным и граничным условиям и условиям (6).

Для решения краевой задачи могут быть использованы различные известные методы динамического программирования, например, как в [5], модифицированный метод Ньютона. Задаваясь различными углами ξ_1 ориентации вектора l , соединяя полученные точки, можно получить выпуклую границу Γ_1 ОД ЛА. Крайние точки границы можно получить, выбрав управление с неизменным в течение полета максимально допустимым управлением $\pm \alpha_{\text{don}}$ [8].

Вогнутую границу Γ_2 ОД ЛА можно построить также по точкам аналогично Γ_1 , решая задачу о минимальном смещении ЛА в заданном направлении.

Программная реализация вышеуказанного алгоритма, позволяющая построить области достижимости заатмосферного ЛА, показывает зависимости величины ОД от скорости и массы ЛА при фиксированном угле атаки α . На рисунке 2 показан результат построения ОД для различных значений модуля вектора скорости: 1 км/с, 3 км/с, 5 км/с, 7 км/с при фиксированных остальных значениях.

2. Построение графиков вектора состояния целевого объекта

Для вычисления координат точки наведения проинтегрируем систему уравнений (1) в программной среде *Mathlab*, тем самым получим изменение вектора состояния ЛА на заданный промежуток времени в зависимости от выбора характеристик ЛА с постоянным углом атаки.

Для расчета скорости целевого объекта воспользуемся следующим выражением:

$$V_0 = \sqrt{\frac{\kappa}{(R_3 + H_u)}},$$

где V_0 – начальная скорость ЛА, κ – гравитационная постоянная, R_3 – радиус Земли, H_u – высота орбиты.

Тогда, предполагая высоту орбиты 500 км, начальная скорость участка маневрирования будет

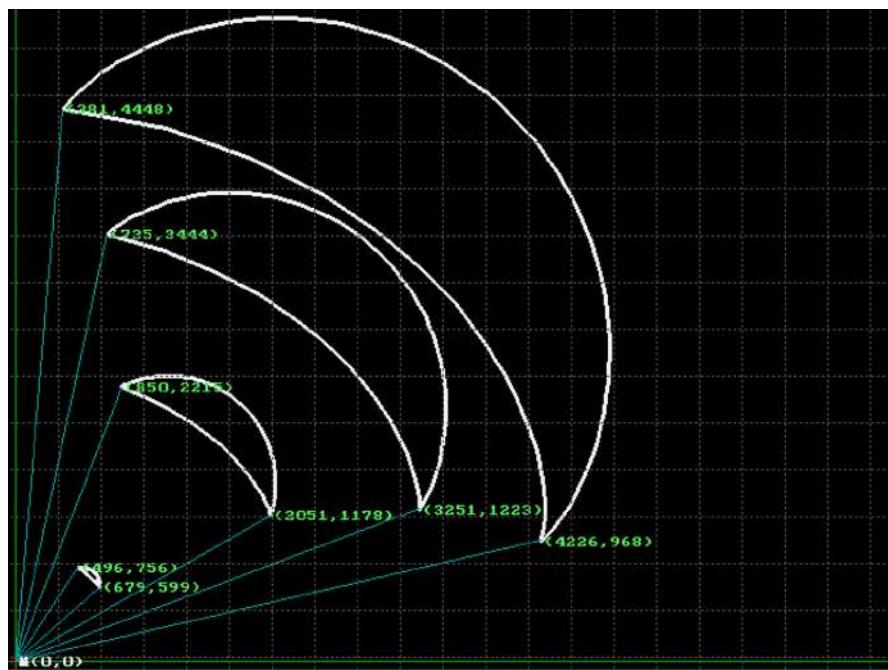


Рисунок 2. Области достижимости ЛА при увеличении модуля вектора скорости при фиксированном значении угла атаки

равна $V_0 = 7,61$ км/с. $P = 5000$ Н, $m_0 = 2000$ кг, $m_c = 3$ кг/с, $g = 9.8$ м/с², $t = [1 \dots 20]$ с, $a = 10^\circ$, $\theta_0 = 0$.

Подставив данные значения в начальные условия, получим изменение вектора-состояния при постоянном угле атаки (рисунок 3).

Исходя из графиков на рисунке 3 видно, что точка прицеливания сместилась в вертикальной плоскости на 2 км, скорость увеличилась на 0,046 км/с, угол наклона вектора скорости относительно касательной – на 0,025 рад (1,5°).

Заключение

Для повышения точности наведения летательных аппаратов на конечном участке необходимо применять методы самонаведения, из которых наиболее часто применяемым на практике является метод пропорциональной навигации [10]. При этом важным условием реализации метода является задание необходимых начальных условий, определяемых конеч-

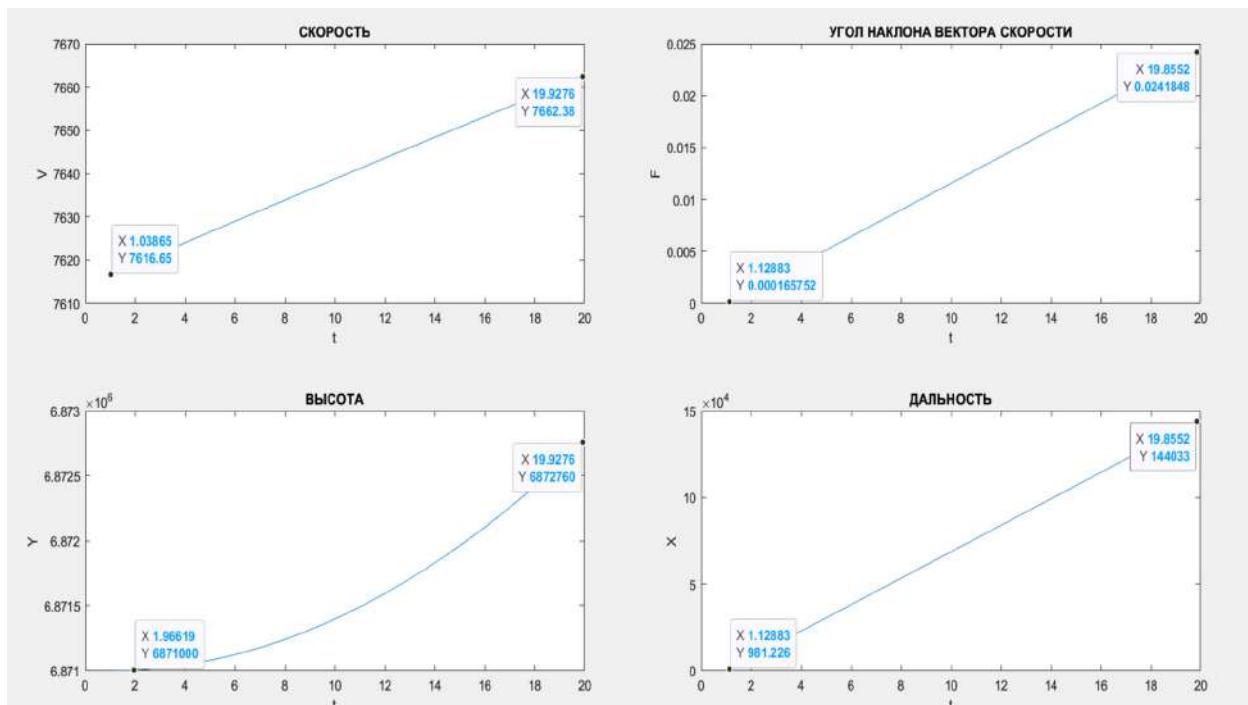


Рисунок 3. Изменение параметров вектора-состояния летательного аппарата за 20 секунд

ными параметрами предшествующего дальнего наведения.

Предложенный алгоритм синтеза оптимального управления на основе принципа Л.С. Понtryгина, рассмотренный на примере управления движением наводимого ЛА в плоскости тангажа при заданных времени полёта, конечных координатах, величине и ориентации его вектора скорости, обеспечивает минимизацию заданного критерия качества [11].

Найденный результат решения задачи оптимального управления полётом наводимого летательного аппарата и космического объекта наведе-

ния заключается в определении наиболее выгодных условий для начала этапа самонаведения с использованием оптико-электронных систем. Установлено, что одно из наиболее важных условий для начала реализации метода пропорциональной навигации – обеспечение ориентации векторов скоростей ЛА и КО по их линии визирования [9].

Дальнейшим направлением исследований является синтез управления летательным аппаратом с переменным профилем тяги двигательной установки, позволяющий осуществлять поиск оптимального управления на отдельных временных участках его полёта.

Список литературы

- [1] The US needs ‘weapons in space,’ SPACECOM head says // DefenseOne. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.defenseone.com/theats/2025/04/us-needs-weapons-space-spacecom-head-says/404393> (дата обращения: 29.06.2025).
- [2] Лопин Г. А., Цурков М. Л., Оглобин В. В. Угрожающая перспектива // Воздушно-космическая оборона. 2011. № 6. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.vko.ru/koncepcii/ugrozhayushchaya-perspektiva> (дата обращения: 11.05.2025).
- [3] Дунаев С. М. Анализ особенностей применения инерциального метода наведения по мгновенному промаху на участке разгона ЛА и КО с нестабильными летно-техническими характеристиками // Успехи современной радиоэлектроники. 2014. № 3. С. 20–26.
- [4] Теория и практика космического телевидения / А. А. Умбаталиев, А. К. Цыцулин, Г. В. Левко и др. СПб.: АО «НИИ телевидения». 2017. 368 с.
- [5] Толпегин О. А. Области достижимости летательных аппаратов: учебное пособие; изд. 2-е, исп. и доп. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т. 2013. 141 с.
- [6] Иванов Н. М., Лысенко Л. Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. М.: Дрофа. 2004. 345 с.
- [7] Иванюхин А. В., Петухов В. Г. Задача минимизации тяги и ее приложения // Космические исследования. 2015. Т. 53, № 4. С. 320–331.
- [8] Теория и практика космического телевидения / А. А. Умбаталиев, А. К. Цыцулин, В. В. Пятков и др. Под ред. А. А. Умбаталиева, А. К. Цыцулина. СПб.: НИИ телевидения. 2017. 386 с.
- [9] Умбаталиев А. А., Цыцулин А. К., Пятков В. В. и др. Оптико-электронная система измерений координат объектов с адаптацией параметров разложения // Измерительная техника. 2017. № 4. С. 42–46.
- [10] Пятков В. В., Васильев П. В. Оценка вероятности попадания заатмосферного летательного аппарата с бортовым оптико-электронным координатором в заданную область // Вопросы радиоэлектроники. Серия Техника телевидения. 2015. Вып. 6. С. 126–127.
- [11] Пятков В. В., Козев С. Г. Способ численного решения задачи наведения летательного аппарата с заданными конечными условиями его динамики // Вопросы радиоэлектроники. Серия Техника телевидения. 2025. Вып. 1. С. 32–38.

SYNTHESIS OF OPTIMAL MOTION CONTROL OF A GUIDED AIRCRAFT ON A MANEUVERING SPACE OBJECT

S. G. Kozev¹, Yu. A. Ponomarev¹,
V. V. Pyatkov¹, A. S. Golovachev¹, A. A. Tolmachev²

¹ Mozhaisky Military Space Academy
Saint Petersburg, Russian Federation

² Military Academy of Aerospace Defense
named after Marshal of the Soviet Union G. K. Zhukov
Tver, Russian Federation

183

The deployment of U.S. weapons in space reduces the flight time of weapons to important strategic ground and space objects, which in turn significantly limits the ability to counter threats and retaliate with domestic strategic nuclear and non-nuclear forces. This factor increases the importance of the task of optimal control of the guided aircraft's movement towards a maneuvering space object to improve the accuracy of guidance. This article explores the synthesis of optimal control of the guided aircraft's movement towards a maneuvering space object. The purpose of the synthesis is to ensure the acceptable conditions for capturing a space object by a television homing head by fulfilling the conditions of quasi-collinearity of the velocity vectors of the aircraft and the space object at the end of long-range homing. The experimental results of the study confirm the achievement of the goal. To determine the transition area of the guided aircraft to homing.

Keywords: aircraft, velocity vector, guidance, optimal control, space object.

Submitted: 17.07.2025. Accepted: 09.09.2025.

References

- [1] The US needs 'weapons in space,' SPACECOM head says // DefenseOne. <https://www.defenseone.com/theeats/2025/04/us-needs-weapons-space-spacecom-head-says/404393>.
- [2] Lopin G. A., Tsurkov M. L., Oglomin V. V. A threatening prospect // Aerospace defense. 2011. № 6. <http://www.vko.ru/koncepcii/ugrozhayushchaya-perspektiva>.
- [3] Dunaev S. M. Analysis of the features of the application of the inertial guidance method for an instantaneous miss in the acceleration section of aircraft and aircraft with unstable flight characteristics // Successes of modern radio electronics. 2014. № 3, pp. 20–26.
- [4] Theory and practice of space television / A. A. Umbitaliev, A. K. Tsitsulin, G. V. Levko and others – St. Petersburg: JSC "Research Institute of Television". 2017. 368 p.
- [5] Tolpegin, O. A. Areas of aircraft reachability: a textbook; 2nd ed., Spanish and additional. St. Petersburg: Baltic State Technical University. Univ. 2013. 141 p.
- [6] Ivanov N. M., Lysenko L. N. Ballistics and navigation of spacecraft. Moscow: Bustard, 2004. 345 p.
- [7] Ivanyukhin A. V., Petukhov V. G. The task of minimizing thrust and its applications // Space research. 2015. Vol. 53, № . 4, pp. 320–331.
- [8] Theory and practice of space television / Umbitaliev A. A., Tsitsulin A. K., Pyatkov V. V., et al. Edited by A. A. Umbitaliev, A. K. Tsitsulin. St. Petersburg: Research Institute of Television, 2017. 386 p.
- [9] Umbitaliev A. A., Tsitsulin A. K., Pyatkov V. V. and others. An optoelectronic system for measuring object coordinates with adaptation of decomposition parameters / Measuring technology. 2017. № 4, pp. 42–46.
- [10] Pyatkov V. V., Vasiliev P. V. Estimation of the probability of a trans-atmospheric aircraft with an on-board optoelectronic coordinator hitting a given area // Questions of radio electronics. The Television Technique series. 2015. Issue 6, pp. 126–127.
- [11] Pyatkov V. V., Kozev S. G. A method for numerically solving the problem of guidance of a flight vehicle with specified finite conditions of its dynamics // Radio electronics issues. The Television Technique series. 2025. Issue 1, pp. 32–38.

Сведения об авторах

Козев Семен Георгиевич – адъюнкт Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. Окончил Военно-космическую академию имени А.Ф. Можайского в 2020 году. Область научных интересов: системы управления летательными аппаратами специального назначения.

Пономарев Юрий Александрович – доктор военных наук, доцент кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. Окончил Пушкинское высшее училище радиоэлектроники ПВО в 1991 году. Область научных интересов: теория эффективности, автоматизированные системы управления, оперативное искусство, вычислительные системы, информационное противоборство, системный анализ.

184

Пятков Вячеслав Викторович – доктор технических наук, профессор, старший научный сотрудник Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. Окончил Пушкинское ВКУРЭ ПВО в 1976 году, ВИРТА ПВО в 1984 году. Область научных интересов: оптимальное управление сложными динамическими системами, исследование операций, системный анализ, вычислительные системы.

Головачев Александр Сергеевич – кандидат военных наук, преподаватель кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. Окончил Военно-космическую академию имени А.Ф. Можайского в 2023 году. Область научных интересов: теория эффективности, исследование операций, системный анализ, автоматизированные системы управления, программная инженерия, вычислительные системы.

Толмачев Алексей Александрович – доктор технических наук, доцент кафедры Военной академии воздушно-космической обороны имени Маршала Советского Союза Г.К. Жукова. Окончил Военно-космическую академию имени А.Ф. Можайского в 2008 году. Область научных интересов: теория эффективности, исследование операций, системный анализ, автоматизированные системы управления, программная инженерия, вычислительные системы.

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).



WETHEE