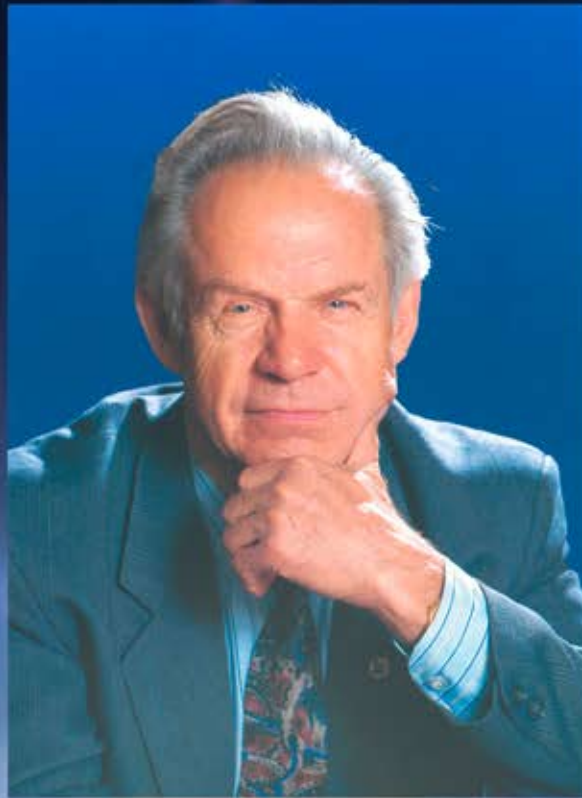


ISSN 2618-7957

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И

ТЕХНОЛОГИИ SPACECRAFTS &
TECHNOLOGIES



Академик М.Ф. Решетнёв
1924-1996

100-летие сибирского спутникостроителя



Технологическая платформа

НИСС

Национальная Информационная
Спутниковая Система

**№4 (50)
2024**



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 8

№ 4 (50)

2024

Выходит один раз в три месяца

Красноярский край
Железногорск

Космические аппараты и технологии

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

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

Ответственный секретарь
Леонидов Николай Владимирович
(Железногорск)

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

Аннин Борис Дмитриевич
академик РАН, д-р физ.-мат. наук, профессор (Новосибирск)

Васильев Валерий Витальевич
академик РАН, д-р техн. наук, профессор (Хотьково)

Попов Гарри Алексеевич
академик РАН, д-р техн. наук, профессор (Москва)

Шабанов Василий Филиппович
академик РАН, д-р физ.-мат. наук, профессор (Красноярск)

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

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

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

Беляев Борис Афанасьевич
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

Гарин Евгений Николаевич
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

Косенко Виктор Евгеньевич
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Красильщиков Михаил Наумович
д-р техн. наук, профессор (Москва)

Медведский Александр Леонидович
д-р физ.-мат. наук (Жуковский)

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 23612
Дата выхода в свет 30.01.2025

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

Leonidov Nikolai V.

(The Russian Federation)

Editorial Board

Alifanov Oleg M.

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

Annin Boris D.

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

Popov Garry A.

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

Shabanov Vasily Ph.

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

Vasiliev Valery V.

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

Makhutov Nikolay A.

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

Petrukovich Anatoly A.

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

Shaidurov Vladimir V.

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

Belyaev Boris A.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Chebotaev Victor E.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Garin Eugene N.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Khartov Victor V.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Kosenko Victor E.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Krasilshchikov Michael N.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Medvedtskiy Alexander L.

Doctor of Physics and Mathematics (The Russian Federation)

Nadiradze Andrey B.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

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

Golovenkin Eugene N.

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

Dvirny Valery V.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Lopatin Alexander V.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Okhotkin Kirill G.

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

Ponomarev Sergey V.

Doctor of Physics and Mathematics (The Russian Federation)

Khartov Stanislav V.

PhD in Engineering (The Russian Federation)

Matveev Stanislav A.

PhD in Engineering (The Russian Federation)

Nepomnyashy Oleg V.

PhD in Engineering, Associate Professor (The Russian Federation)

Simunin Mikhail M.

PhD in Engineering, Associate Professor (The Russian Federation)

Smotrov Andrey V.

PhD in Engineering (The Russian Federation)

Sukhotin 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

В номере

Contents

**НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ
В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ****NEW MATERIALS AND TECHNOLOGIES
IN SPACE EQUIPMENT**

- | | | |
|--|-----|---|
| <p style="text-align: center;">И. С. Белоусов</p> <p>ВАЛИДАЦИЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА
РАССЛОЕНИЯ КОМПОЗИТНЫХ ПАНЕЛЕЙ
СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ</p> | 211 | <p>I.S. Belousov</p> <p>VALIDATION OF MODELING
THE DELAMINATION PROCESS
OF COMPOSITE PANELS OF LOAD-BEARING
ELEMENTS OF AIRCRAFT STRUCTURES</p> |
| <p style="text-align: center;">А. А. Склезнев</p> <p>СЕТЧАТЫЕ КОМПОЗИТНЫЕ КОНСТРУКЦИИ –
ТЕКУЩЕЕ СОСТОЯНИЕ ИССЛЕДОВАНИЙ
И РАЗРАБОТОК В РОССИИ И МИРЕ</p> | 222 | <p>A.A. Skleznev</p> <p>LATTICE COMPOSITE STRUCTURES –
CURRENT STATE OF RESEARCH
AND DEVELOPMENT IN RUSSIA AND THE WORLD</p> |
| <p style="text-align: center;">Ю. И. Бадрухин, Е. С. Терехова</p> <p>ВЛИЯНИЕ УГЛОВ ОРИЕНТАЦИИ СЛОЯ
НА ТОЛЩИНУ НЕСУЩИХ ПАНЕЛЕЙ
ИЗ СЛОИСТОГО КОМПОЗИТА</p> | 233 | <p>Yu.I. Badrukhin, E.S. Terekhova</p> <p>DEPENDENCE OF THE THICKNESS
OF LAMINATED LOAD-BEARING
COMPOSITE PANELS ON THE FIBER ANGLES</p> |
| <p style="text-align: center;">Ю. С. Селиванов, К. А. Матвеев</p> <p>ТОПОЛОГИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ПЛАСТИНЫ
С ПРИМЕНЕНИЕМ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ</p> | 243 | <p>Yu.S. Selivanov, K.A. Matveev</p> <p>TOPOLOGY OPTIMIZATION
OF THE PLATE USING NEURAL NETWORKS</p> |
| <p style="text-align: center;">И. Ю. Пономарев, Е. А. Богданова,
С. В. Олотин, М. С. Кожихин, А. В. Наседкин</p> <p>ИССЛЕДОВАНИЕ И ИСПЫТАНИЯ
НИЗКОТЕМПЕРАТУРНОГО ЭМИССИОННОГО
МАТЕРИАЛА ДЛЯ КАТОДА-КОМПЕНСАТОРА
СТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ</p> | 254 | <p>I.Yu. Ponomarev, E.A. Bogdanova,
S.V. Olotin, M.S. Kozhikin, A.V. Nasedkin</p> <p>INVESTIGATION AND TESTING
OF LOW-TEMPERATURE EMISSION MATERIAL
FOR THE CATHODE OF A STATIONARY
PLASMA THRUSTER</p> |
| <p style="text-align: center;">Г. И. Шайдурова, И. Л. Васильев,
Я. С. Шевяков, М. Ю. Ощепкова, М. А. Кустов</p> <p>ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ
РАЗВИТИЯ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗРАБОТКИ
И ПРИМЕНЕНИЕ КЛЕЕВЫХ КОМПОЗИЦИЙ
ОТЕЧЕСТВЕННОГО ПРОИЗВОДСТВА</p> | 265 | <p>G.I. Shaidurova, I.L. Vasiliev,
Ya.S. Shevyakov, M.Yu. Oshchepkova, M.A. Kustov</p> <p>IMPORT SUBSTITUTION AND DEVELOPMENT
PROSPECTS FOR THE DEVELOPMENT AND USE
OF DOMESTICALLY PRODUCED ADHESIVE
COMPOSITIONS</p> |
| <p>ИННОВАЦИИ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ</p> | | <p>INNOVATIONS OF THE SPACE INDUSTRY</p> |
| <p style="text-align: center;">А. А. Шеремет, В. А. Воронцов, М. Ю. Яценко</p> <p>АНАЛИЗ ВОПРОСОВ ДЕСАНТИРОВАНИЯ
И ПОСАДКИ ВЕНЕРИАНСКОГО АППАРАТА
С РОТОРНОЙ СИСТЕМОЙ В РЕЖИМЕ
АВТОРОТАЦИИ</p> | 276 | <p>A.A. Sheremet, V.A. Vorontsov, M.Yu. Yatsenko</p> <p>ANALYSIS OF THE ISSUES OF DESCENT
AND LANDING OF A VENUSIAN VEHICLE
WITH A ROTARY SYSTEM
IN AUTOROTATION MODE</p> |

ВАЛИДАЦИЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА РАССЛОЕНИЯ КОМПОЗИТНЫХ ПАНЕЛЕЙ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

И. С. Белоусов✉

ФГБОУ «Новосибирский государственный
технический университет»
г. Новосибирск, Российская Федерация
ФАН «Сибирский научно-исследовательский
институт авиации им. С. А. Чаплыгина»
г. Новосибирск, Российская Федерация

Как при изготовлении, так и при эксплуатации элементов конструкций, выполненных из многослойных композитных материалов, возможно появление межслойных дефектов при ударе в результате эксплуатации или при нарушении технологии изготовления, что существенно снижает прочностные характеристики таких конструкций. Поэтому учет влияния таких дефектов на прочность является актуальной задачей. Основная цель данной работы – представление результатов валидации расчетных конечно-элементных моделей процесса деформирования элементов конструкций из многослойных композитов с межслойными дефектами. В работе рассматриваются два типа образцов: образцы в виде полосы с предварительным сквозным непроклеем и пластины с предварительным круглым непроклеем. Предварительный дефект создавался путем добавления в композитный пакет тонкой фторопластовой пленки необходимого размера. Проведены испытания таких образцов на сжатие, получены данные о росте межслойных дефектов. Построены конечно-элементные модели с учетом роста межслойных дефектов в процессе сжатия. С использованием построенных моделей решалась нелинейная статическая задача, учитывающая местную потерю устойчивости образца в области дефекта и дальнейшее его закритическое поведение, сопровождающееся ростом межслойного дефекта. Проведено сравнение экспериментальных и расчетных данных. Показано влияние межслойных характеристик разрушения на процесс расслоения.

Ключевые слова: многослойные композиты, межслойный дефект, процесс расслоения, метод конечных элементов, закритическое поведение.

Введение

Использование композитных материалов в самолето- и вертолетостроении, космической отрасли помогает решать ряд важных задач, включая снижение затрат на эксплуатацию, улучшение технических параметров изделий и их эксплуатационных характеристик [1–4]. К примеру, применение полимерных композитных материалов, содержащих углеродные волокна, представляет собой эффективный способ уменьшения массы конструкции. Кроме того, улучшение деформационных, прочностных и теплофизиче-

ских свойств углепластика, а также повышение его термостойкости позволяют применять этот материал не только в слабонагруженных и средненагруженных элементах изделия, но и в перспективе в высоконагруженных элементах конструкции, таких как крылья и рули управления самолета.

Межслойные дефекты, или расслоения, представляют собой один из самых серьезных типов дефектов, которые могут возникать в элементах конструкций, выполненных из многослойных композиционных материалов. Эти дефекты могут появиться как в ходе эксплуатации, так и в процессе изготовления элементов конструкций, что может привести к заметному снижению несущей способности элементов конструкций.

✉ belousov.IS.stud@gmail.com

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2024

Одной из особенностей процесса расслоения является локальная потеря устойчивости, т.е. выпучивание отслоившегося слоя, с последующим ростом зоны дефекта при действии сжимающих нагрузок [5–7]. Это может стать причиной общего разрушения элемента конструкции при нагрузке значительно меньше расчётного уровня. Таким образом, для анализа дефектов типа расслоений и их роста вследствие действия нагрузок необходимо как решать задачу устойчивости, так и оценивать критическое поведение элементов конструкций.

Автором разработаны расчетные модели процесса деформирования тонкостенных композитных конструкций (пластин) с внутренними дефектами в среде моделирования ANSYS. При моделировании развития расслоений применялись: метод виртуального закрытия трещины (virtual crack closure technique, VCCT), описанный в работах [8–10]; модель когезионной зоны (cohesive zone model, CZM), основанием для которой послужили работы [11–12], также существует большое количество трудов, посвященных использованию метода конечных элементов совместно с CZM для моделирования роста трещины и процесса расслоения [13–20]. В статье рассматривается вопрос валидации разработанных расчетных моделей по результатам натурных испытаний.

1. Валидация моделирования процесса расслоения на примере полосы со сквозным непроклеем

На базе СибНИА им. С.А. Чаплыгина были получены результаты лабораторных испытаний образцов на сжатие полосы со сквозным непроклеем. Дефект формировался путем добавления между слоями препрега фторопластовой пленки с заданными размерами и формой. Эскиз образцов с дефектом представлен на рисунке 1а. Выбор подобных типов геометрии образцов объясняется следующим: образцы-полосы позволяют визуально отслеживать развитие расслоения при нагружении на свободных краях образца.

Материал образцов – препрег Torayca T800. Углы армирования однонаправленных слоев в градусах относительно продольной оси образца: [+45, 0, –45, 90, 0, 0, 0, +45, 0, –45, 0, 0, 0, 0, +45, 90, 0, 0, 0, 0, 90, +45, 0, 0, 0, 0, –45, 0, +45, 0, плёнка, 0, 0, 90, –45, 0, +45]. Механические характеристики монослоя на сжатие представлены в таблице 1.

Испытания проводились с использованием машины Instron 8801. Образцы зажимались штатными гидрозахватами таким образом, чтобы свободная длина образца составляла 50 мм, при этом зона расслоения находилась посередине рабочей зоны.

Образцы с дефектами не доводили до полного разрушения с целью последующей отработки методики определения границ расслоения средствами неразрушающего контроля. Рост расслоения начинался в момент локальной потери устойчивости в зоне дефекта. Образцы после снятия нагрузки восстанавливали первоначальную форму. Результаты испытаний приведены в таблице 2.

В процессе испытаний фиксировалось, на сколько вырос дефект в процессе увеличения нагрузки (рисунок 1б), а также записывались графики зависимости нагрузки от перемещений торца образца.

Неравномерность роста дефектов по ширине и несимметричность по длине образца можно объяснить возможными неточностями в ходе проведения испытаний: неравномерное зажатие образцов гидрозахватами испытательной машины, возможное наличие у штока испытательной машины люфта, что приводило к эксцентриситету при сжатии образцов, и т.д.

Для конечно-элементного моделирования испытаний на сжатие с учетом расслоения использовалась конечно-элементная модель, выполненная с помощью трехмерных конечных элементов *SOLID 185*, где модель образца делится на две области по всей его длине: нижняя, более толстая часть расслоения, и верхняя, более тонкая часть расслоения. Областям присваиваются механические характеристики ортотропного материала, соответствующие обобщенным характеристикам композитного пакета верхней и нижней частей полосы соответственно. Граничные условия конечно-элементной модели соответствуют реализуемым в испытаниях: поперечные короткие грани – жесткое защемление, продольные грани – свободные. Данная конечно-элементная модель использовалась для решения нелинейной статической задачи, с учётом потери устойчивости, последующим критическим поведением и процессом расслоения.

На рисунке 2 представлено деформированное состояние полосы со сквозным непроклеем, процесс расслоения моделировался с помощью метода VCCT.

Таблица 1

Механические характеристики монослоя препрега *Torayca T800* на сжатие

E_x , кгс/мм ²	E_y , кгс/мм ²	ν_{xy}	G_{xy} , кгс/мм ²	t_c , мм
14300	920	0,34	437	0,113

Таблица 2

Результаты испытаний образцов-полос с дефектами

№	b, мм	tф, мм	Fф, мм ²	Ркр, кгс	Рmax, кгс	σкр, кгс/мм ²	σmax, кгс/мм ²	Примечание
C-1	35,0	4,2	147,0	3950	4631	26,87	31,50	Испытан до разрушения
C-2	35,0	4,2	147,0	2200	4200	14,97	28,57	
C-3	35,0	4,2	147,0	2900	4200	19,73	28,57	
C-4	35,2	4,2	147,8	2600	4250	17,59	28,75	
C-5	35,0	4,2	147,0	3300	4250	22,45	28,91	
C-7	37,3	4,2	156,7	3000	4200	19,15	26,81	Испытан со смещением
Среднее				2991	4288	20,12	28,85	

Обозначения: b – ширина образца, tф – фактическая толщина, Fф – фактическая площадь, Ркр, σкр – нагрузка и напряжения начала расслоения Рmax, σmax – нагрузка и напряжения, максимальные в испытаниях

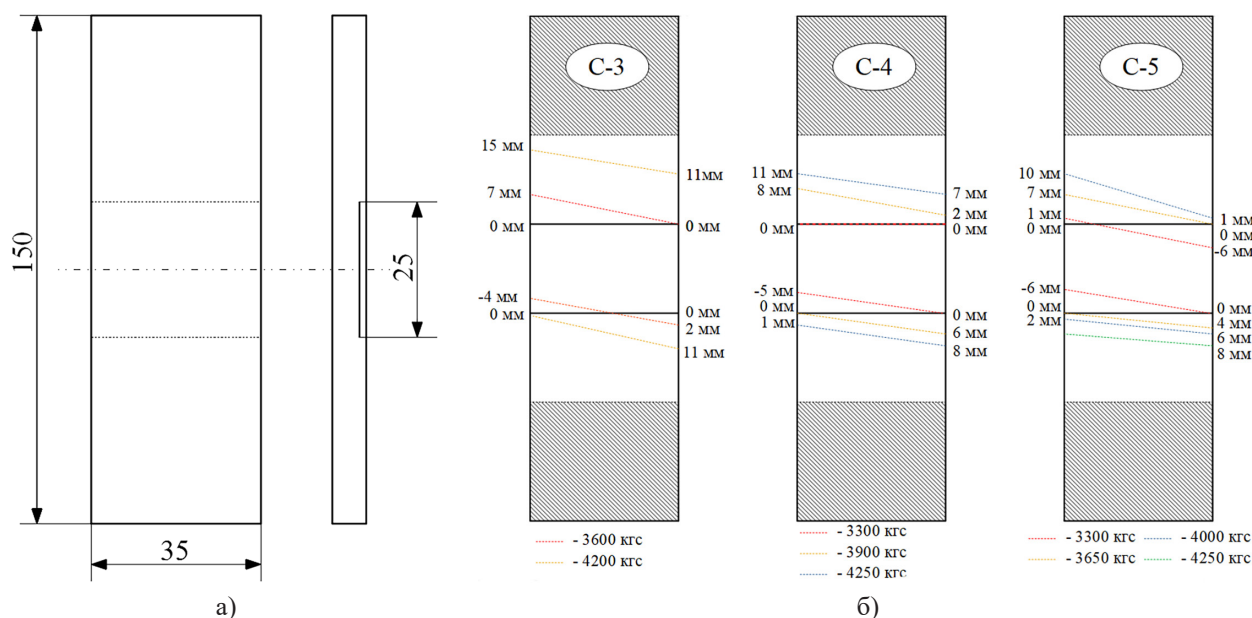


Рисунок 1. Образцы в виде полосы с предварительным дефектом:
а – эскиз образца; б – границы расслоений в образцах

В отличие от результатов испытаний рост расслоения в конечно-элементном расчете фиксировался равномерным по ширине образца и симметричным по длине.

На рисунке 3 представлено сравнение площадей расслоения в зависимости от прикладываемой нагрузки при испытаниях для образцов C-3 – C-5 с результатами, полученными с помощью конечно-элементного моделирования с использованием методов VCST и CZM. При моделировании использовались величины вязкости межслойного разрушения страгивания G_{IC}^{ini} и распространения G_{IC}^{prop} , получение которых описано в работе [21].

Из рисунка 3 можно сделать следующие выводы: нагрузки начала роста расслоения, полученные при $G_{IC} = G_{IC}^{ini}$, ближе к значениям, по-

лученным в ходе испытаний, для обоих методов моделирования процесса расслоения; при моделировании процесса расслоения методом VCST характер увеличения площади дефекта больше соответствует полученному в ходе испытаний, чем при моделировании расслоения методом CZM.

Средняя нагрузка у трех образцов, при которой величина площади межслойного дефекта достигает 1280 мм², составляет $P_{1ep} = 4133$ кгс. Для конечно-элементной модели, которая максимально близко описывает процесс расслоения (метод VCST с использованием вязкости межслойного разрушения страгивания G_{IC}^{ini}), величина площади межслойного дефекта достигает значения 1280 мм² при нагрузке $P_{1кЭМ} = 4850$ кгс. Таким образом, относительная погрешность определения величины нагрузки, необходимой для роста сквоз-

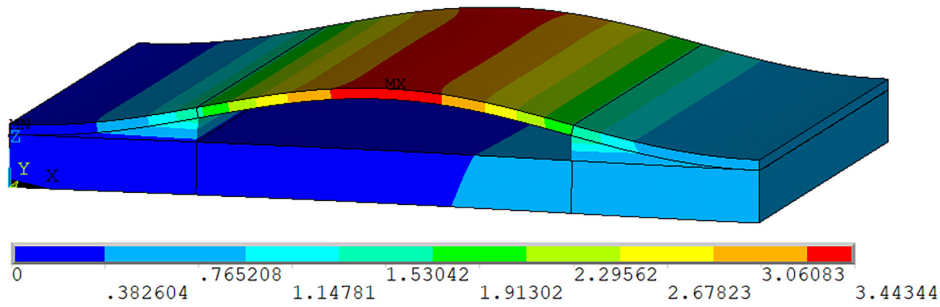


Рисунок 2. Деформированная конечно-элементная модель полосы с дефектом в виде сквозного непрочлея

214

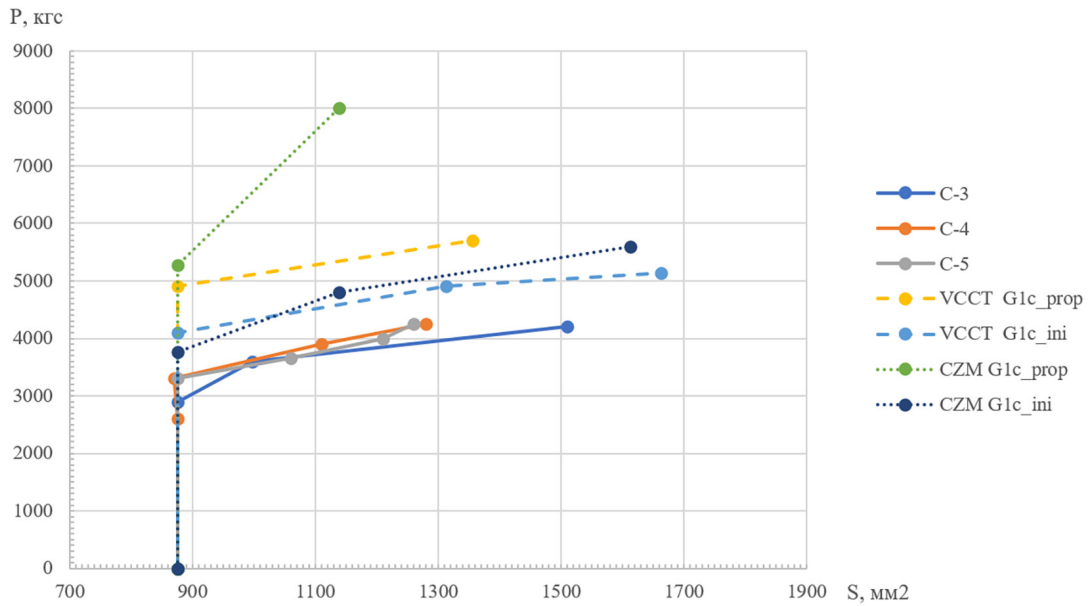


Рисунок 3. Приращение площади расслоения в образцах

ного межслойного дефекта до одной и той же величины, составила 17 %.

Нагрузка потери устойчивости, полученная в результате решения нелинейной статической задачи, в случае использования метода VCCT равна $P_{кр}^{VCCT} = 2800$ кгс; при использовании метода CZM равна $P_{кр}^{CZM} = 2100$ кгс. Таким образом, относительная погрешность определения величины нагрузки потери устойчивости составила 6 % в слу-

чае использования метода VCCT и 30 % в случае использования метода CZM.

В таблице 3 представлено сравнение нагрузок начала роста расслоения у образцов в процессе испытаний с нагрузками начала роста расслоения в конечно-элементной модели.

Необходимо отметить, что в конечно-элементном расчете рост расслоения начинался не с момента потери устойчивости, как это было

Таблица 3

Нагрузки начала роста расслоения

Экспериментальные данные		Расчётные данные		
		Метод моделирования роста дефекта	GC= GIC ini	GC= GIC prop
№ обр.	Pg test, кгс		Pg ini, кгс	Pg, prop, кгс
C1	3950	VCCT	4104	4902
C2	2200			
C3	2900			
C4	2600	CZM	3760	5280
C5	3300			
C6	3300			
Среднее	2992			

в испытаниях, а позже. Это можно объяснить тем, что хоть нелинейная задача решается с достаточно маленьким шагом, потеря устойчивости и последующее выпучивание отслоения происходят не мгновенно, а постепенно с возрастанием нагрузки.

По данным таблицы 3 можно сделать вывод, что при использовании в моделировании вязкости разрушения страгивания G_{IC}^{ini} погрешность определения нагрузки начала роста расслоения меньше, чем при использовании вязкости разрушения распространения G_{IC}^{prop} , что соответствует физическому смыслу данных величин.

2. Валидация способа моделирования процесса расслоения на примере пластины с круглым непроклеем

На базе СибНИА им. С. А. Чаплыгина были проведены испытания образцов в виде пластины с предварительным дефектом в виде непроклея круглой формы. Эскиз образца представлен на рисунке 4.

Материал образцов – препрег АСМ-102С200UD. Углы армирования однонаправленных слоев в градусах относительно продольной оси: [+45, -45, 0, 0, 90, 0, 0, +45, -45, 0, 0, 90, 0, 0, +45, -45, 0, 0, 0, 0, -45, +45, 0, 0, 90, 0, 0, -45, +45, 0, пленка, 0, 90, 0, 0, -45, +45]. Механические характеристики монослоя препрега АСМ-102 С130UD на сжатие представлены в таблице 4.

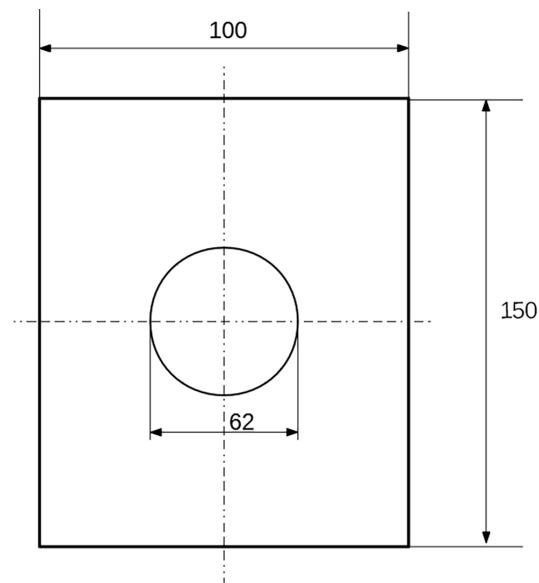


Рисунок 4. Эскиз образца в виде пластины с предварительным дефектом

изображена на рисунке 5. Образец в испытательной машине с установленными датчиками перемещений представлен на рисунке 6.

Было испытано два образца: О62.1 и О62.2. Управление нагружением проводилось «по перемещению» со скоростью 1 мм/мин с паузами ≈ 5 с для фиксации показаний измерителей. Максимальная нагрузка для обоих образцов составила 14000 кгс. У обоих образцов визуально наблюдалось выпучи-

Таблица 4

Механические характеристики монослоя препрега АСМ-102С200UD на сжатие

E_x , кгс/мм ²	E_y , кгс/мм ²	ν_{xy}	G_{xy} , кгс/мм ²	t_c , мм
12882	1059	0,34	500	0,135

Испытания были проведены в электромеханической машине Instron 5985, оборудованной жёсткими параллельными платформами, предназначенными для нагружения сжимающими нагрузками. Размеры данных образцов соответствуют стандарту испытаний композитных пластин на сжатие после удара [22]. Соответственно, испытания проведены с использованием оснастки, соответствующей данному стандарту. В оснастке реализуются следующие граничные условия: поперечные края – жесткое защемление, продольные края – шарнирное опирание.

В процессе испытаний проводилось измерение перемещений из плоскости точек в середине образца (и, соответственно, в середине дефекта) с двух сторон образца (со стороны более тонкой части – отслоения, и со стороны более толстой части – основной). Измерения проведены с помощью измерителей лазерных триангуляционных РФ603–90/100. Схема измерения перемещений

в зоне дефекта, а также рост зоны дефекта. После проведения испытаний для обоих образцов был проведен неразрушающий контроль ультразвуковым методом с помощью прибора Omniscan X3 с преобразователем Olympus NDT 5L-64-NW1 с 64-элементной антенной фазированной решеткой [23], в результате которого были установлены размеры зон межслойных дефектов. Пример полученного ультразвукового S-скана представлен на рисунке 7.

Далее было проведено конечно-элементное моделирование данных испытаний. Конечно-элементная модель с граничными условиями представлена на рисунке 8.

Решалась нелинейная статическая задача с учётом потери устойчивости, последующим критическим поведением и процессом расслоения. Процесс расслоения моделировался с помощью метода CZM. Несмотря на то что параметры межслойной вязкости разрушения G_{IC}^{ini} и G_{IC}^{prop} были получены на образцах, изготовленных из препре-

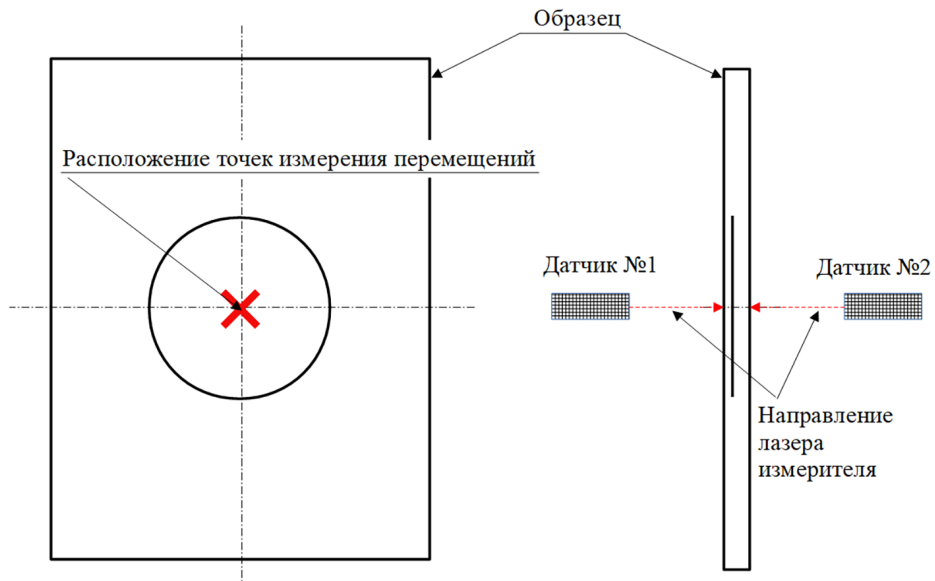


Рисунок 5. Схема измерения перемещений из плоскости точек образца

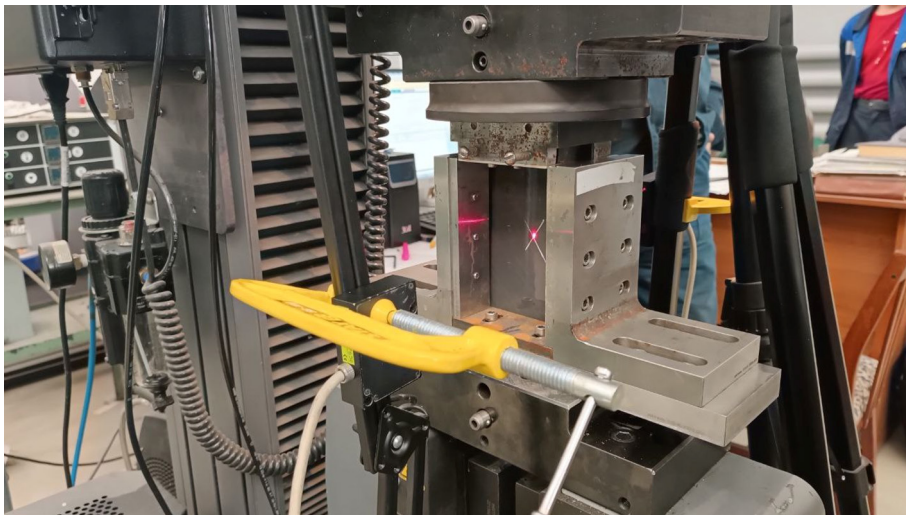


Рисунок 6. Образец-пластина с предварительным дефектом в испытательной машине

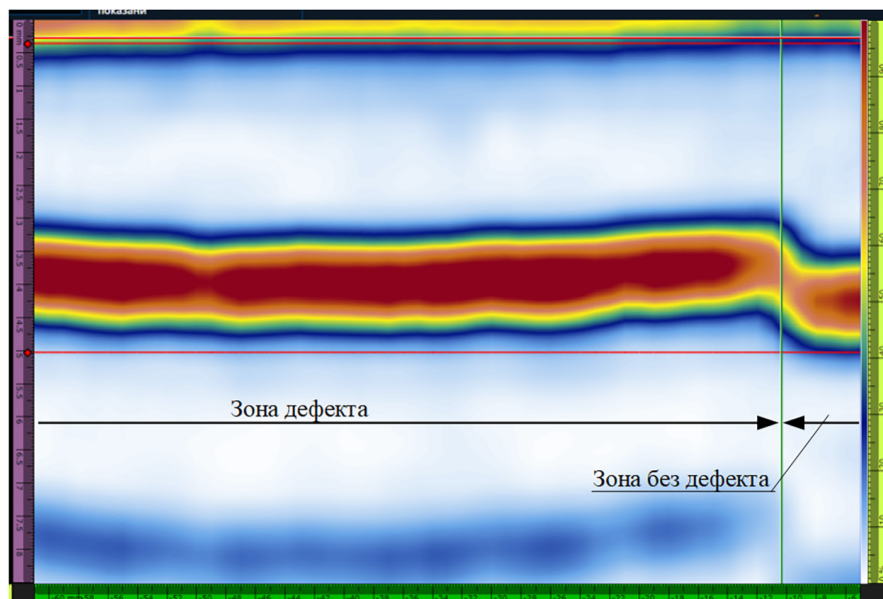


Рисунок 7. Ультразвуковой S-скан области образца O62.1

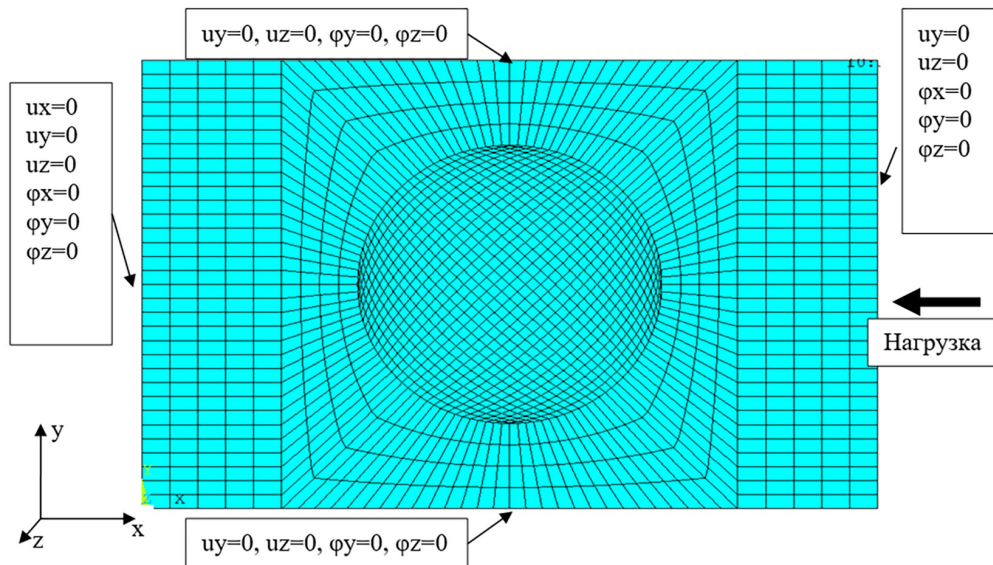


Рисунок 8. Конечно-элементная модель образца-пластины с предварительным дефектом с граничными условиями

га Тогауса T800, а данные образцы изготовлены из препрега ACM-102 C130UD, в данном моделировании были использованы ранее найденные постоянные. Это допустимо вследствие того, что данные постоянные для различных препрегов отличаются друг от друга незначительно [24]. Деформированное состояние конечно-элементной модели при приложенной нагрузке 14000 кгс представлено на рисунке 9.

На рисунке 10 представлены графики перемещений из плоскости w центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов Об2.1 и Об2.2 в зависимости от нагрузки, полученные по результатам испытаний, а также аналогичные графики, полученные по результатам моделирования, с использованием G_{IC}^{ini} и G_{IC}^{prop} .

Из рисунка 10 можно сделать следующие выводы.

- Использование G_{IC}^{ini} и G_{IC}^{prop} существенно не влияет на величину нагрузки потери устойчивости и закритическое поведение конечно-элементной модели.

- Средняя нагрузка потери устойчивости образцов в испытаниях составила $P_{кр,ср} = 2200$ кгс; средняя нагрузка потери устойчивости, полученная в результате решения нелинейной статической задачи, $P_{кр,кЭМ} = 3000$ кгс; относительная погрешность определения величины нагрузки потери устойчивости составила 36 %.

- Метод конечных элементов позволяет достаточно точно моделировать закритическое поведение образца с дефектом.

На рисунке 11 представлены зоны роста расслоения, соответствующие нагрузке 14000 кгс, полученные из конечно-элементного моделирования при использовании параметров межслоевой вязкости разрушения G_{IC}^{ini} и G_{IC}^{prop} .

На рисунке 12 схематично изображены зоны роста расслоения образцов Об2.1 и Об2.2, полученные по результатам испытаний с помощью ультразвукового неразрушающего контроля.

Исходя из полученных результатов, можно сделать следующие выводы:

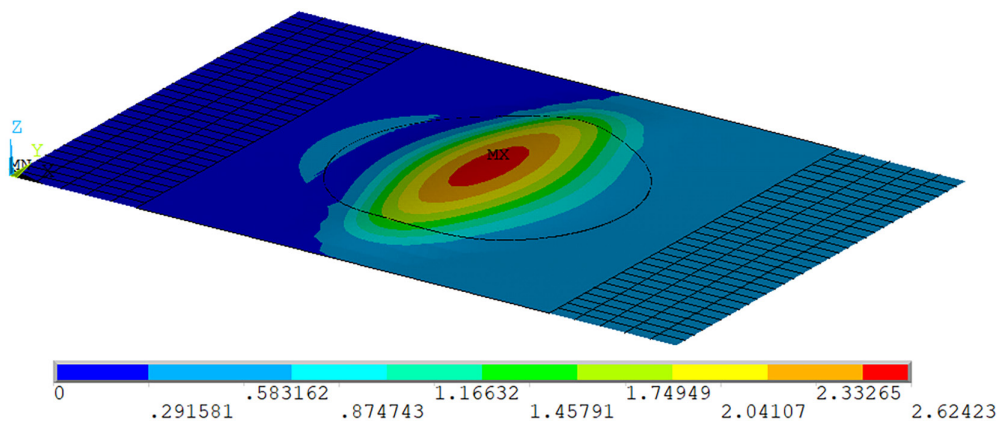


Рисунок 9. Деформированное состояние конечно-элементной модели с предварительным непрочлеем под действием нагрузки 14000 кгс

• При моделировании значение вязкости межслойного разрушения G значительно влияет на итоговый результат (рисунок 11).

• Зоны роста расслоения у двух рассмотренных образцов (рисунок 12) значительно отличаются. Это может быть следствием затрудненности изготовления идентичных образцов из многослойного компо-

зита с предварительным дефектом. Для более корректных экспериментальных данных необходимо значительно большее количество образцов.

• По итогам конечно-элементного моделирования процесса расслоения были получены результаты, качественно согласующиеся с экспериментальными данными.

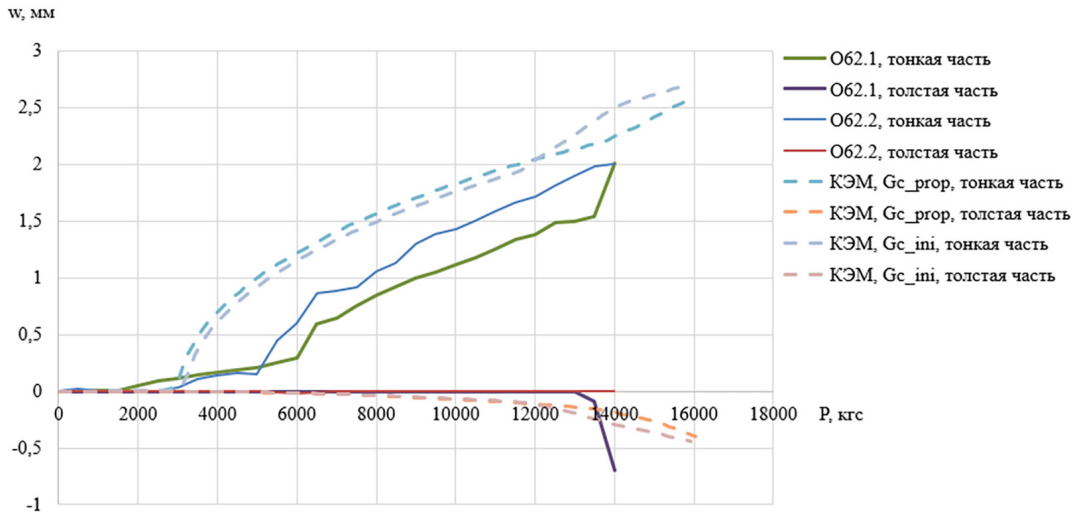
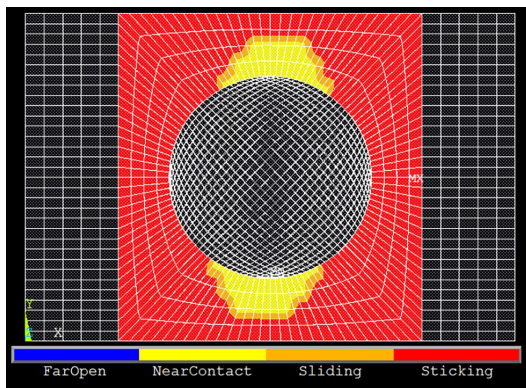
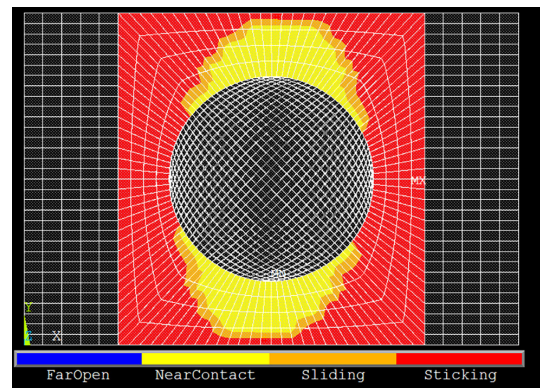


Рисунок 10. Зависимости перемещений центров отслоения (тонкой части) и основной (толстой) части образцов O62.1 и O62.2 в зависимости от нагрузки

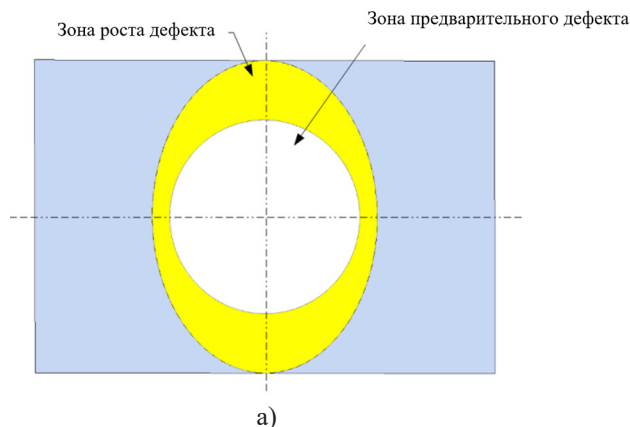


а)

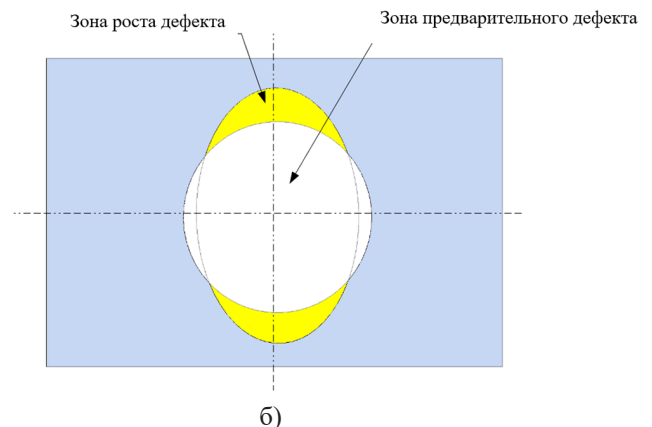


б)

Рисунок 11. Зоны роста межслойного дефекта (отмечено желтым), полученные с помощью конечно-элементного моделирования: а – с использованием G_{IC}^{ini} ; б – с использованием G_{IC}^{prop}



а)



б)

Рисунок 12. Зоны роста межслойного дефекта, полученные по результатам испытаний: а – образец O62.1; б – образец O62.2

Заключение

Были проведены испытания двух типов образцов, выполненных из многослойного композитного материала, с предварительными дефектами: образцы в виде полосы со сквозным непрочлеем и образцы в виде пластины с круглым непрочлеем. По результатам испытаний были получены зоны роста межслойного дефекта для обоих типов образцов.

Также было проведено конечно-элементное моделирование испытаний обоих типов образцов, учитывающее локальную потерю устойчивости в зоне дефекта, закритическое поведение и процесс расслоения.

Для образцов в виде полосы со сквозным непрочлеем наименьшая погрешность была получена при моделировании процесса расслоения мето-

дом VCST с использованием вязкости межслойного разрушения страгивания G_{IC}^{ini} : относительная погрешность определения величины нагрузки потери устойчивости составила 6 %, относительная погрешность определения величины нагрузки, необходимой для роста сквозного межслойного дефекта до одной и той же величины, составила 17 %. Для образцов в виде пластины с круглым непрочлеем относительная погрешность определения величины нагрузки потери устойчивости составила 36 %.

По результатам сравнения экспериментальных и расчетных данных о росте межслойного дефекта, получено качественное соответствие. Что позволяет использовать построенные расчетные модели для оценки процесса расслоения в элементах конструкции из композитных материалов.

Список литературы

- [1] Максименко В.Н., Олегин И.П., Пустовой Н.В. Методы расчёта на прочность и жёсткость элементов конструкций из композитов. Новосибирск, Изд-во НГТУ. 2015. 424 с.
- [2] Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И. Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов. Москва: Физмалит. 2013. 272 с.
- [3] Рана С., Фангейру Р. Современные композиционные материалы для аэрокосмической техники: обработка, свойства и применение. Кембридж, Великобритания, издательство Woodhead Publishing, 2016. 496 с.
- [4] Чавла К.К. Композитные материалы: наука и техника. Бирмингем, Алабама, США, Springer Science & Business Media. 2019. 560 с.
- [5] Чермошнцева А.С. Разработка методики повышения прочности тонкостенных элементов конструкций из композитных материалов с дефектами типа расслоения: дис. ...канд. техн. наук: 01.02.04. Чермошнцева Анна Сергеевна; МГТУ. Москва, 2018. 168 с.
- [6] Ван К., Чжао Л., Хонг Х., Гун Ю., Чжан Дж., Нин Х. Аналитическая модель для оценки потери устойчивости, распространения расслаивания и разрушения расслаивающихся композитов при одноосном сжатии. Композитные конструкции. 2019. Т. 223. С. 1–9.
- [7] Ван К., Чжао Л., Хонг Х., Гун Ю., Чжан Дж., Нин Х. Исследование параметров и принципы оценки повреждений от расслаивания в слоистых композитах. Китайский журнал аэронавтики. 2021. Т. 37(7). С. 32–72.
- [8] Крюгер Р. Метод виртуального закрытия трещин: история, подход и применение. Приложение. Механический выпуск. 2004. Т. 57(2). С. 109–143.
- [9] Крюгер Р., О'Брайен К. Методика оболочечного 3D-моделирования для анализа расслаивающихся композитных ламинатов. Журнал AIAA. 2000. Т. 37. № 6. С. 25–44.
- [10] Ирвин Г. Анализ напряжений и деформаций вблизи вершины трещины, пересекающей пластину. Журнал прикладной механики. 1957. Т. 24. С. 361–364.
- [11] Дагдейл Д.С. Текучесть стальных листов с прорезями. Журнал механики и физики твердого тела. 1960. Т. 8(2). С. 100–104.
- [12] Баренблатт Г.И. Математическая теория равновесных трещин при хрупком разрушении. Достижения в области прикладной механики. 1962. Т. 7. С. 55–129.
- [13] Сюй Х.-П., Нидлман А. Численное моделирование быстрого роста трещин в хрупких твердых телах. Журнал механики и физики твердого тела. 1994. Т. 42. 1397–1434.
- [14] Шабош Ж. Л., Жирар Р., Шафф А. Численный анализ композитных систем с использованием моделей взаимодействия фаз/интерфейсов. Вычислительная механика. 1997. Т. 20. С. 3–11.
- [15] Альфано Г., Крисфилд М. Конечно-элементные модели интерфейсов для анализа расслаивания слоистых композитов: механические и вычислительные проблемы. Численные методы в инженерии, англ. 2001. Т. 50. С. 1701–1736.
- [16] Каманьо П. П., Давила К. Г., Де Мура М. Ф. Численное моделирование прогрессирующего расслаивания смешанного типа в композиционных материалах. Композиционные материалы. 2003. Т. 37. С. 1415–1438.

- [17] Гоял В.К., Джонсон Э.Р., Давила К.Г. Необратимый определяющий закон для моделирования процесса расслаивания с использованием неоднородностей межфазной поверхности. Композитные конструкции. 2004. Т. 65. С. 289–305.
- [18] Мео М., Тийло Э. Моделирование расслоения в двойной консольной балке. Композитные конструкции. 2005. Т. 71. С. 429–434.
- [19] Тайрон А., Давила К. Г., Каманьо П. П., Коста Дж. Инженерное решение для учета влияния размера конечного элемента при моделировании расслоения с использованием моделей когезионной зоны. Инженерная механика разрушения. 2007. Т. 74(10). С. 1665–1682.
- [20] Тайрон А., Гонсалес Э. В., Саррадо С., Гийамет Г., Майми П. Точное моделирование расслоения при смешанном режиме нагружения с использованием модели когезионной зоны с зависящей от режима жесткостью. Композитные конструкции. 2018. Т. 184. С. 506–511.
- [21] Белоусов И.С., Беспалов В. А. Экспериментальное определение вязкости межслойного разрушения композитного материала. Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2023. Т. 8. С. 81–87.
- [22] ASTM D 7137/D 7137M, 2007. Стандартный метод определения остаточной прочности при сжатии поврежденных композитных плит с полимерной матрицей. Стандарт. Американское общество по испытаниям и материалам. Уэст-Коншохокен, Пенсильвания, США.
- [23] Достижения в области применения ультразвуковых технологий с фазированными антенными решетками: Olympus NDT, США, Waltham, 2007. 491 с.
- [24] Чернякин С.А., Скворцов Ю. В. Анализ роста расслоений в композиционных конструкциях. Вестник СибГАУ. 2014. № 4(56). С. 249–255.

VALIDATION OF MODELING THE DELAMINATION PROCESS OF COMPOSITE PANELS OF LOAD-BEARING ELEMENTS OF AIRCRAFT STRUCTURES

I. S. Belousov

Novosibirsk State Technical University (NSTU)

Novosibirsk, The Russian Federation

FAE "S. A. Chaplygin Siberian Research Institute of Aviation"

Novosibirsk, The Russian Federation

Both in the manufacture and operation of structural elements made of layered composite materials, interlayer defects may occur upon impact as a result of operation or violation of manufacturing technology, which significantly reduces the strength characteristics of such structures. Therefore, taking into account the effect of such defects on strength is an urgent task. The main purpose of this work is to present the results of validation of finite element models of the deformation process of structural elements made of layered composites with interlayer defects. Two types of specimens are considered in the work: samples in the form of a strut with a wide through embedded delamination and plates with a round embedded delamination. The embedded delamination was created by adding a thin fluoroplastic film of the required size to the composite package. Compression tests of such specimens were carried out, and data on the growth of interlayer defects were obtained. Finite element models are constructed taking into account the growth of interlayer defects during compression. Using the constructed models, a nonlinear static problem was solved, taking into account the local buckling of the specimen in the defect area and its further post buckling behavior, accompanied by an increase in the interlayer defect. The experimental and calculated data are compared. The influence of interlayer fracture characteristics on the stratification process is shown.

Keywords: multilayer composites, interlayer defect, stratification process, finite element method, supercritical behavior.

References

- [1] Maksimenko V. N., Olegin I. P., Pustovoi N. V. Methods for calculating the strength and stiffness of structural elements made of composites. Novosibirsk, NSTU, 2015, 424 p.
- [2] Grishin V. I., Dzyuba A. S., Dudar'kov Yu. I. Strength and stability of elements and connections of aircraft structures made of composites. Moscow, ANO «Fizmalit», 2013, 272 p.
- [3] Rana S., Figueiro R. Advanced composite materials for aerospace engineering: processing, properties and application. Cambridge, UK, Woodhead Publishing, 2016, 496 p.
- [4] Chawla K. K. Composite materials: Science and Engineering. Birmingham, AL, USA, Springer Science & Business Media, 2019, 560 p.
- [5] Chermoshentseva A. S. Development of a technique for increasing the strength of thin-walled structural elements made of composite materials with delamination-type defects: dis. Phd; MSTU, Moscow, 2018. 168 p.
- [6] Wang K., Zhao L., Hong H., Gong Y., Zhang J., Ning H. An analytical model for evaluating the buckling, delamination propagation, and failure behaviors of delaminated composites under uniaxial compression. *Composite Structures*, 2019. Vol. 223, pp. 1–9.
- [7] Wang K., Zhao L., Hong H., Gong Y., Zhang J., Ning H. Parameter studies and evaluation principles of delamination damage in laminated composites. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, vol. 37(7), pp. 32–72.
- [8] Krueger R. Virtual crack closure technique: History, approach, and applications. *Appl. Mech. Rev.* 2004. Vol. 57(2), pp. 109–143.
- [9] Krueger R., O'Brien K. A shell/3D modeling technique for the analysis of delaminated composite laminates. *AIAA Journal*. 2000. Vol. 37. № 6, pp. 25–44.
- [10] Irwin G. Analysis of stresses and strains near the end of the crack traversing a plate. *J. Appl. Mech.* 1957. Vol. 24, pp. 361–364.
- [11] Dugdale D. S. Yielding of steel sheets containing slits. *J Mech Phys Solids*. 1960. Vol. 8(2). pp. 100–104.
- [12] Barenblatt G. I. The Mathematical Theory of Equilibrium Cracks in Brittle Fracture. *Adv. Appl. Mech.* 1962. Vol. 7, pp. 55–129.
- [13] Xu X-P, Needleman A. Numerical simulations of fast crack growth in brittle solids. *J Mech Phys Solids* 1994. Vol. 42, pp. 1397–1434.
- [14] Chaboche J. L., Girard R., Schaff A. Numerical analysis of composite systems by using interphase/interface models. *Comput. Mech* 1997. Vol. 20, pp. 3–11.
- [15] Alfano G., Crisfield M. Finite element interface models for the delamination analysis of laminated composites: mechanical and computational issues. *Int J Numer Methods Eng.* 2001. Vol. 50, pp. 1701–1736.
- [16] Camanho P. P., Davila C. G., De Moura M. F. Numerical simulation of mixed-mode progressive delamination in composite materials. *J Compos Mater.* 2003. Vol. 37, pp. 1415–1438.
- [17] Goyal V. K., Johnson E. R., Davila C. G. Irreversible constitutive law for modeling the delamination process using interfacial surface discontinuities. *Compos Struct* 2004. Vol. 65, pp. 289–305.
- [18] Meo M., Thieulot E. Delamination modelling in a double cantilever beam. *Compos Struct.* 2005. Vol. 71, pp. 429–434.
- [19] Turon A., Davila C. G., Camanho P. P., Costa J. An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models. *Eng Fract Mech.* 2007. Vol. 74(10), pp. 1665–1682.
- [20] Turon A., González E. V., Sarrado C., Guillet G., Maimí P. Accurate simulation of delamination under mixed-mode loading using a cohesive model with a mode-dependent penalty stiffness. *Compos Struct* 2018. Vol. 184, pp. 506–511.
- [21] Belousov I. S., Bepalov V. A. Experimental determination of the interlayer fracture toughness of a composite material. *Industrial Laboratory. Material Diagnostics.* 2023. Vol. 8. pp. 81–87.
- [22] ASTM D 7137/D 7137M, 2007. Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite plates. Standard. American Society for Testing and Materials. West Conshohocken, PA, USA.
- [23] *Advances in Phased Array Ultrasonic Technology Applications: Olympus NDT, USA, Waltham, 2007.* 491 p.
- [24] Chernyakin S. A., Skvortsov Yu. V. Analysis of the growth of bundles in composite structures. *Bulletin of SibGAU.* 2014. Vol. 4(56), pp. 249–255.

Сведения об авторе

Белоусов Илья Сергеевич – ассистент кафедры «Прочность летательных аппаратов» факультета летательных аппаратов НГТУ; инженер I категории ФАУ «СибНИА им. С. А. Чаплыгина». Окончил магистратуру Новосибирского государственного технического университета в 2018 году. Область научных интересов: проектирование и расчет на прочность элементов авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов.

СЕТЧАТЫЕ КОМПОЗИТНЫЕ КОНСТРУКЦИИ – ТЕКУЩЕЕ СОСТОЯНИЕ ИССЛЕДОВАНИЙ И РАЗРАБОТОК В РОССИИ И МИРЕ

А. А. Склезнев✉

Акционерное общество «Центр перспективных разработок»
г. Хотьково, Московская область, Российская Федерация

В работе приведён обзор современного состояния исследований в области проектирования и создания анизотридных сетчатых композитных структур – силовых сетчатых конструкций оболочечного типа – в России и за рубежом. Приведены исторические сведения о возникновении сетчатых конструкций, краткая история их становления – проводимые исследования, достигнутые результаты, решённые задачи. Проведён анализ применения сетчатых структур за рубежом в авиакосмической отрасли. В работе дана обобщённая информация о существующих и применяющихся в настоящий момент методах проектирования анизотридных структур, методах расчёта сетчатых конструкций на прочность, жёсткость и устойчивость, а также об основных технологических приёмах и способах изготовления анизотридных сетчатых структур с разделением на отечественную и зарубежную практику. В работе представлена информация о текущих направлениях применения сетчатых анизотридных структур в ракетной технике, авиации и космонавтике, определён круг проблемных вопросов и направлений будущих исследований. Приведены примеры инновационного применения сетчатых анизотридных конструкций, прорабатываемых в настоящий момент, снабжённые иллюстрациями, указаны основные научные центры России, занимающиеся разработками в области создания и изготовления композитных сетчатых анизотридных структур.

Ключевые слова: сетчатая структура, анизотрид, композитный материал.

Введение

Как показывает практика применения силовых конструкций из композитных материалов, в настоящий момент сетчатые композитные анизотридные конструкции (рисунок 1) являются наиболее эффективными конструкциями по весовому совершенству, обладающими высокими удельными жёсткостью и прочностью, а также технологичностью изготовления, при сравнении их с такими конструктивно-силовыми схемами, как подкреплённые оболочечные конструкции и трёхслойные оболочки из композитных материалов. В сетчатых конструкциях рёбра из однонаправленного композитного материала, образующие регулярную структуру, являются основными несущими элементами и обеспечивают одновременно прочность, изгибную и мембранную жёсткости конструкции.

История возникновения сетчатых конструкций началась в начале семидесятых годов в Московском авиационном институте и связа-

на с разработкой И.М. Зайцевым тетраструктур (иногда ошибочно ассоциируемых с анизотридными структурами). Эти исследования и привели к идее академика В.В. Васильева по применению композитов на полимерной основе для создания регулярной сетчатой структуры по аналогии с гиперболическими башнями и перекрытиями зданий русского инженера конца XIX-начала XX века В.Г. Шухова [1], которые изготавливались из металлических сплавов. Одним из ярчайших памятников является Шуховская башня на Шаболовке в Москве. Стоит отметить, что в последующие десятилетия с начала XX столетия идея регулярных сетчатых структур применялась серийно в авиации во время Второй мировой войны. Так, английский бомбардировщик Wellington [2], выпускавшийся с 1940 по 1945 год, имел сетчатую конструкцию планера.

Исследования сетчатых структур, методов их проектирования и расчёта, технологическая отработка создания конструкций подобного рода были продолжены в МАТИ на кафедре академика В.В. Васильева такими учёными, как В.А. Бунаков, Е.В. Морозов, А.В. Лопатин,

✉ andrey.skleznev@gmail.com

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2024



Рисунок 1. Сетчатая анизотридная конструкция

с привлечением в дальнейшем сотрудников АО «ЦНИИСМ» А.Ф. Разина, А.А. Бабичева, А.В. Азарова, и далее распространились на другие научно-технические центры России и мира. В частности, серьёзными исследованиями по сетчатым структурам в настоящий момент в НГТУ занимается Т.В. Бурнышева, в Италии ученик академика В.В. Васильева G. Totaro, в ЦАГИ Е.А. Дубовиков, продолжаются исследования сетчатых структур в АО «РЕШЕТНЁВ», ЦНИИСМ и ЦПР (г. Хотьково) и МГТУ им. Баумана.

Результатом проводимых исследований и разработок к началу 2000-х годов стали первые попытки успешного применения сетчатых структур в ракетно-космической отрасли. В качестве примеров можно упомянуть совместные работы ЦНИИСМ и американской компании McDonnell Douglas Corp., впоследствии объединённой с Boeing в области создания сетчатых конструкций [3–4]; межступенные отсеки модернизированной ракеты-носителя (РН) Протон-М вместе с коническим адаптером полезной нагрузки, имевшие диаметр 4,1 м и рассчитанные на восприятие эквивалентной осевой сжимающей силы порядка 1100 тонн, успешно запущенные в составе РН более 100 раз за последние 20 лет; а также универсальную спутниковую несущую платформу – силовую сетчатую конструкцию корпуса тяжёлого космического аппарата в тандеме с сетча-

тым адаптером полезной нагрузки производства АО «РЕШЕТНЁВ», успешно запущенные более 25 штук с 2011 года и работающие по сей день.

В итоге в настоящее время применение сетчатых структур не только успешно развивается в ракетно-космической отрасли, о чём будет сказано несколько слов ниже, но и распространяется на другие отрасли народного хозяйства – строительную, авиационную, в том числе иностранными коллегами, о чём свидетельствуют обзоры [5, 6].

1. Проектирование и расчёт сетчатых конструкций

Работы по проектированию, расчёту прочности и устойчивости сетчатых структур – оболочечных цилиндрических и конических конструкций, пластин, балок – представляют наибольшее количество публикаций и исследований в общей массе работ по сетчатым анизотридным структурам.

При этом в последние годы растёт количество исследований в первую очередь теоретических и вычислительных с применением, например, метода конечных элементов, проводимых исследователями за пределами России, в частности – в Китае, Корее и Японии, Иране, странах Европейского содружества, Великобритании, Австралии. Меньше всего информации о наличии таких работ в Северной и Южной Америке,

несмотря на то, что учёные Северной Америки хорошо знакомы с концепцией композитных сетчатых структур по совместным работам с ЦПП компаний McDonnell Douglas и Boeing в начале XXI века.

Основные результаты, достигнутые в области проектирования, расчёта и применения сетчатых композитных конструкций, отражены в книге [7], обзорах [8–11] и диссертациях А.Ф. Разина, А.В. Азарова, А.А. Бабичева, Т.В. Бурнышовой и автора настоящей статьи. В статье [8] приводится обзор российского опыта разработки и приложения в космической технике анизотропных композитных сетчатых конструкций (Anisogrid – Анизотропная Сетка), изготавливаемых в АО «Центр перспективных разработок» и АО «ЦНИИСМ».

Значительный интерес зарубежных авторов в настоящее время вызывают вопросы численного подтверждения работоспособности, прочности и устойчивости разнообразных сетчатых структур, что подтверждается большим количеством работ в последние годы [12–29]. Однако стоит отметить, что данные работы в большей части носят теоретический характер, в исключительных случаях приводя сведения об экспериментах над модельными лабораторными образцами, – широкого промышленного внедрения в производстве за рубежом сетчатые конструкции до сих пор не имеют.

Меньше всего, несмотря на значительное количество работ по частотному анализу сетчатых конструкций [30–33], исследованы вопросы динамического поведения сетчатых конструкций.

Среди таких работ можно выделить [34–37] исследования поведения сеток при локальном ударном воздействии [38], анализ демпфирующей способности сетчатых структур приведён в работе П.А. Зиновьева [39].

2. Анизотропные структуры в конструкции РН-отсеки, адаптеры, топливные баки

Композитная сетчатая структура является основной конструктивно-силовой схемой, используемой в конструкции переходных отсеков РН Протон-М, первый запуск которых осуществлён в 2006 году. В частности, показаны верхняя проставка и хвостовая проставка РН Протон-М, изготовленные совместно с наружной обшивкой из углепластика и способные воспринимать до 12 МН эквивалентной сжимающей силы. Также широкое применение нашёл сетчатый адаптер полезной нагрузки (рисунок 2), развивающийся в новые виды конструкций [40, 41], способных выводить без дополнительных конструктивных решений не один, а множество космических аппаратов, в том числе малых – для создания группировок спутников, по аналогии со Старлинком.

Новым направлением применения сетчатых структур является идея совмещения конструкции силового корпуса и бака высокого давления в конструктивно-силовой схеме криогенных топливных металлокомпозитных баков для применения в составе ракет-носителей на жидком или газообразном топливе [42]. Данное направление в последнее время получило бурное развитие и со-

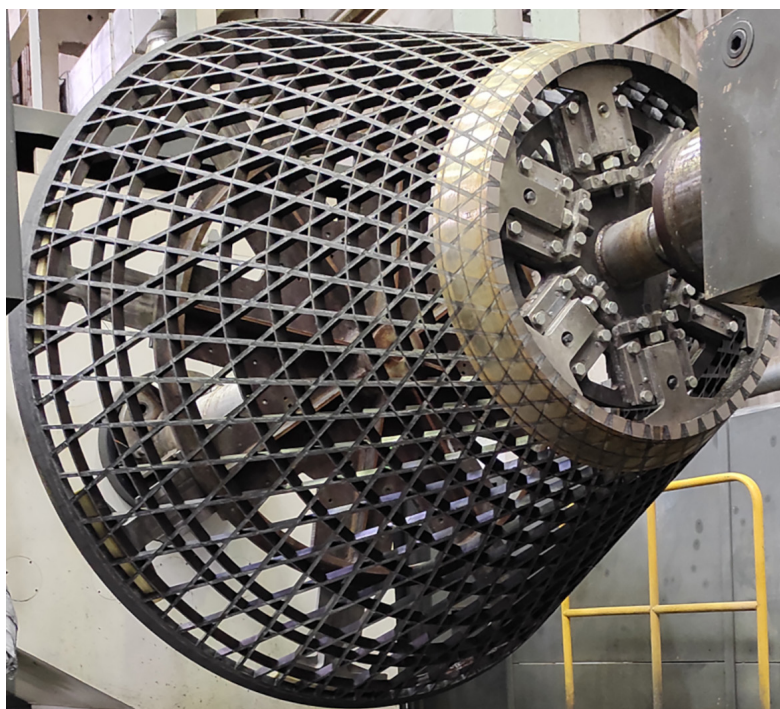


Рисунок 2. Сетчатый переходный отсек – адаптер полезной нагрузки

держит огромное количество новых нерешённых научно-технических задач.

3. Сетчатые структуры в конструкции космических кораблей

Наиболее разнообразное применение в настоящий момент сетчатые анизотридные конструкции получили в конструктивных элементах космических кораблей [43, 44]. При этом они могут не только использоваться как силовые конструкции корпуса космического корабля (рисунок 1), но и являться несущим элементом для крепления баков рабочего тела на системах крепления с натяжением [45], представлять собой элементы жёсткости – фермы, каркасы рефлекторов антенн, а также разнообразные панели для крепления бортовой аппаратуры и иных целей. Типовые конструкции имеют форму цилиндрических оболочек, закреплённых по нижнему основанию при выведении на орбиту.

Эффективность использования сетчатых структур в качестве силовых корпусов космических аппаратов привела к тому, что в АО «РЕШЕТНЁВ» эти конструкции используются в качестве основы универсальной космической платформы для создания своих новых космических аппаратов [46].

Вместе с тем за рубежом кроме лабораторного и макетного использования сетчатые структуры пока не получили широкого применения в космических аппаратах, даже несмотря на то, что в конце 2015 года Европейским космическим агентством (ESA) был объявлен конкурс на разработку композитной сетчатой трубы космического аппарата.

4. Сетчатые конструкции в авиационной технике

Несмотря на успешное применение в космической области, в авиационной технике применение сетчатых структур ещё не так развито. Ведутся единичные исследовательские работы над макетными образцами [47]. На базе АО «ЦНИИСМ» с привлечением специалистов АО «ЦПР» с 80-х годов XX века создано несколько макетов фюзеляжей гражданских пассажирских самолётов, ведутся работы по технологической отработке применения обшивок из разнородных материалов [48, 49], например металлических, совместно с композитными сетчатыми структурами, работы по созданию несущего кессона сетчатого крыла [50].

Зарубежные исследователи в последнее время также некоторое внимание уделяют использованию сетчатых структур [51, 52] в конструкциях элементов атмосферных летательных аппаратов.

5. Сетчатые структуры в гражданском строительстве

Новым в создании сетчатых конструкций и их применении является попытка использования сетчатых структур в качестве армирующих элементов для бетона [53] или даже льда [54] – для арктического, например, применения. Стоит отметить, что данные исследования могут помочь в будущем при строительстве внеземных баз и сооружений – в том случае, когда будет использован строительный вяжущий материал и вода с Луны или другого небесного тела, а армирующие структуры будут извлечены из корпусов прибывших космических кораблей.

6. Технология изготовления

Одними из самых важных вопросов являются технологические вопросы, напрямую связанные с изготовлением сетчатых структур в России и за рубежом. В отечественной практике для изготовления такого рода конструкций применяется технология автоматизированной «мокрой» намотки, в то время как за границей она практически не используется. Вместо нее применяют либо выкладку роботизированными установками, либо намотку «сухим» препрегом с последующей вакуумно-инфузионной пропиткой или температурным дополнительным отверждением конструкции. Не вдаваясь в критику такого подхода, отмечу, что, по нашему мнению, именно такой подход является сдерживающим фактором для распространения применения сетчатых структур за рубежом, не позволяя нашим коллегам и по совместительству конкурентам получать нужные для эффективного применения физико-механические характеристики материала и свойства готовых изделий.

В настоящий момент в отечественной «мокрой» намотке также остаётся ряд недостаточно проработанных задач и вопросов, в частности, связанных с производством крупногабаритных конструкций [55], выбором формообразующего материала [56], применением разнородных материалов [57] оправок и изделий. Технологические вопросы изготовления сетчатых структур рассматриваются также и иностранными авторами [58].

7. Нерешённые задачи в области сетчатых структур

Среди нерешённых задач в настоящий момент, основываясь на собственном опыте и вышеизложенной информации, автор выделяет следующие. В первую очередь малоизученной остаётся область динамического поведения сетчатых конструкций – демпфирующая способность анизотридов, анализ ударного и вибраци-

онного воздействия на конструкцию извне в процессе длительной эксплуатации. Кроме этого, с конструктивно-технологической точки зрения недостаточно проработанными и отработанными остаются вопросы применения разнородных с материалом сетчатой структуры внешней и внутренней обшивок, вопросы качественного соединения рёбер сетки с обшивками. И третьим по порядку, но не последним по своему значению является решение вопроса повышения верхнего предела диапазона температур эксплуатации сетчатых структур к границам 300–400 °С, что может быть реализовано как поиском и применением новых видов полимерных реактопластических связующих для серийного производства сетчатых структур методами автоматизированной «мокрой» намотки, так и форсированием работ по применению новых суперконструкционных термопластических связующих, например РЕЕК, с внедрением в технологический процесс изготовления сетчатых структур

намоткой с натяжением, в основном применяемый на предприятиях отечественной промышленности.

Заключение

Анализируя представленную выше информацию, можно сделать вывод о том, что развитие сетчатых конструкций в настоящий момент выходит на новый уровень – анизотридные структуры выходят из специализированной ниши космического применения, распространяясь на авиационную технику, другие области, включая строительство. Идут попытки зарубежных исследователей внедрить данную концепцию для решения собственных задач. Вместе с тем сдерживающим фактором является недостаточная развитость технологической базы для применения новых термопластических материалов, новых высокотемпературных связующих, недостаточные вопросы исследования динамического поведения сетчатых конструкций.

Список литературы

- [1] Васильев В.В. Идеи В.Г. Шухова в современной аэрокосмической технике / В.В. Васильев, под. ред. Ф.Л. Черноусько // Актуальные проблемы механики. Современная механика и развитие идей В.Г. Шухова. Москва: Наука, 2011. С. 111–127.
- [2] Маккей Р. Веллингтон в действии. Эскадрилья (на англ.) / Сигнал Публликешнс. 1986. 17 с.
- [3] Васильев В. В., Разин А. Ф., Андронов А. И., Салов В. А. Композитная оболочка в форме тела вращения и узел соединения панелей // Патент US 6068902A, Корп. МакДоннел-Дуглас/ЦПР, 29.10.1997
- [4] Васильев В. В., Разин А. Ф., Салов В. А., Бунаков В. А., Солдатов С. А., Захаревич Л. П., Вольдман М. Композитная поперечная нервюра крыла и устройство для изготовления из нее плоской ячеисто-ребристой конструкции // Патент US 5993941A, Корп. МакДоннел-Дуглас/ЦПР, 30.11.1999
- [5] Хант К. Дж., Морабито Ф., Грейс К., Чжао Я., Вудс Б. К. С. Обзор композитных решетчатых структур (на англ.) // Композитные структуры. Т. 284, 15 марта 2022, 115120
- [6] Ли М., Чжу Х., Лай Ч., Бао В., Хань Х., Линь Ж., Хэ В., Фань Х. Последние достижения в области легких армированных углеродным волокном сетчатых цилиндрических оболочек (на англ.) // Прогресс в аэрокосмических науках. 2022. Т. 135. 100860.
- [7] Васильев В. В., Разин А. Ф., Азаров А. В. Композитные сетчатые конструкции – проектирование, расчёт и изготовление // М.: Инновационное машиностроение. 2023. 488 с.
- [8] Васильев В. В., Разин А. Ф. Анизотридные сетчатые композитные конструкции для космических и авиационных аппаратов // Композитные конструкции. 2006. Т. 76 (1–2). С. 182–189.
- [9] Тотаро Дж., Спена П., Джусто Г., Де Никола Ф., Кириенко С., Дас С. Высокоэффективные сетчатые конструкции из анизотрипной углеродной резины для центральных труб спутников среднего класса: проектирование, изготовление и эксплуатационные характеристики (на англ.) // Композитные структуры. 2021. Т. 258. 113368.
- [10] Тотаро Дж., Де Никола Ф. Последние достижения в проектировании и производстве композитных анизотридных структур для космических ракет-носителей // Композитные конструкции. 2012. Т. 81. С. 570–577.
- [11] Рауф Н., Давар А., Пуртакдуст С. Х. Анализ надежности композитной анизотридной сетчатой межступенчатой структуры (на англ.) // Проектирование конструкций и машин на основе механики. 2020. Т. 50, Вып. 9. С. 3322–3330.
- [12] Хэ Л., Маалла А., Чжоу С., Тан Х.. Выпучивание и последующее выпучивание анизотридных сэндвич-пластин с решетчатым сердечником и нанокompозитными оболочками (на англ.) // Тонкостенные конструкции. 2024. Т. 199. 111828.
- [13] Бао В., Ли М., Ань С., Хань Х., Лу Ю., Фань Х. Анализ отказов на иерархическом уровне для сетчатой углепластиковой панели (на англ.) // Тонкостенные конструкции. 2023. Т. 183. 110354.
- [14] Ким Ё., Ким И., Юнгсун П. Приближенная формулировка для анализа прогрессирующего отказа композитной сетчатой цилиндрической панели в аэрокосмических приложениях (на англ.) // Аэрокосмическая наука и техника. 2020. Т. 106. 106212.

- [15] Ли М., Лай Ч., Чжэн Ц., Фань Х. Многократный анализ отказов армированных углеродным волокном анизотридных сетчатых цилиндров (на англ.) // *Аэрокосмическая наука и техника*. 2020. Т. 100. 105777.
- [16] Лопатин А. В., Морозов Е. В., Шатов А. В. Выпучивание двухосносжатой анизотридной композитной цилиндрической панели с заземленными краями (на англ.) // *Европейский журнал механики – А / Твердые тела*. 2021. Т. 85. 104090.
- [17] Ли Ё.-Г., Чой Д.-Х., Ли М.-Д., Ким С.-М. Метод изготовления стабилизирующего прочность на сжатие ребер композитной конструкции из анизотридной сетки без внешней оболочки (на англ.) // *Композиты Часть В: Инженерия*. 2020. Т. 203. 108452.
- [18] Абеди М. М., Недушан Р. Д., Шейхзаде М., Вунг-Рёль Ю. Характеристики ударопрочности тонкостенных сверхлегких плетеных сетчатых композитных колонн: экспериментальное и конечно-элементное исследование (на англ.) // *Композиты, часть В: Инженерное дело*. 2020. Т. 202. 108413.
- [19] Фаллах Ф., Таати Э., Асгари М. Разделенное уравнение устойчивости для анализа потери устойчивости функционально структурированных и многослойных цилиндрических оболочек на основе теории деформации сдвига первого порядка (на англ.) // *Композиты Часть В: Инженерное дело*. 2018. Т. 154. С. 225–241.
- [20] Лай Ч., Ху Я., Чжэн Ц., Фань Х. Цельнокомпозитные фланцы для сэндвич-панелей с сетчатым сердечником из анизотридной стали, выдерживающие растягивающую нагрузку (на англ.) // *Композитные коммуникации*. 2020. Т. 19. С. 189–193.
- [21] Смитс Б. Дж.Р., Фаган Э. М., Мэтьюз К., Телфорд Р., Мюррей Б. Р., Павлов Л., Уифер Б., Мейер П., Гоггинс Д. Структурные испытания точки крепления сдвиговой сетки на композитном сетчатом цилиндре для аэрокосмических применений (на англ.) // *Композиты Часть В: Инженерия*. 2021. Т. 212. 108691.
- [22] Чон М.-Х., Ким И.-Г., Кёнсик У. Анализ прогрессирующего разрушения анизотридной цилиндрической композитной сетчатой структуры с производственными дефектами (на англ.) // *Композитные конструкции*. 2023. Т. 321. 117237.
- [23] Ниманн С., Вагнер Х. Н.Р., Хюне К. Панель с анизотридом, усиленная осевым сжатием: изготовление, численный анализ и экспериментальные испытания (на англ.) // *Тонкостенные конструкции*. 2021. Т. 161. 107483.
- [24] Чжэн Ц., Цзян Д., Хуан Ч., Шан С., Цзюй С. Анализ разрушающих нагрузок и оптимальное проектирование композитного сетчатого цилиндра при осевом сжатии (на англ.) // *Композитные конструкции*. 2015. Т. 131. С. 885–894.
- [25] Маес В. К., Павлов Л., Симонян С. М. Эффективный полуавтоматический подход к оптимизации для (усиленных сеткой) композитных конструкций: применение к переходному отсеку РН Ариан 6 (на англ.) // *Композитные конструкции*. 2019. Т. 209. С. 1042–1049.
- [26] Шрофф С., Акар Э., Кассапоглу Х. Проектирование, анализ, изготовление и испытания композитных панелей с сетчатым усилением для авиационных конструкций (на англ.) // *Тонкостенные конструкции*. 2017. Т. 119. С. 235–246.
- [27] Лопатин А. В., Морозов Е. В., Шатов А. В. Осевая деформируемость сетчатой цилиндрической оболочки из композитного материала при сжимающей нагрузке: Приложение к несущему трубчатому корпусу космического аппарата (на англ.) // *Композитные конструкции*. 2016. Т. 146. С. 201–206.
- [28] Тотаро Г. Свойства изгибной, крутильной и осевой глобальной жесткости конических оболочек из анизотридной сетки из композитного материала (на англ.) // *Композитные конструкции*. 2016. Т. 153. С. 738–745.
- [29] Ёкодзэки Т., Симидзу Ё., Исии М., Кимизука К., Судзуки С., Ямасаки Ё., Тэрашима К., Камита Т., Аоки Т. Механическое поведение при сжатии композитной панели X-решетки с обшивкой и гофрированными ребрами (на англ.) // *Композитные конструкции*. 2017. Т. 168. С. 863–871.
- [30] Ло Ц., Пэн Ш., Хоу С., Киани Я. Анализ вибрации пластин анизотридной структуры с одинаковой шириной ребра на основе непрерывной модели (на англ.) // *Тонкостенные конструкции*. 2024. Т. 195. 111386.
- [31] Баниджамали С. М., Джафари А. А. Анализ вибрации и критические скорости вращающейся функционально-градиентной конической оболочки, усиленной сетчатой анизотридной структурой на основе теории деформации сдвига первого порядка (на англ.) // *Тонкостенные конструкции*. 2023. Т. 188. 110841.
- [32] Чжан Д., Ван Ю., Пан Г., Хозури А. Нелинейное моделирование свободных колебаний пластин с анизотридной сеткой на основе анализа слабой формулировки (на англ.) // *Сообщения по нелинейной науке и численному моделированию*. 2023. Т. 123. 107277.
- [33] Ши Х., Фань Х., Шао Г. Динамическая теория композитных анизотридных сетчатых конических оболочек с непостоянной жесткостью и плотностью (на англ.) // *Прикладное математическое моделирование*. 2023. Т. 115. С. 661–690.
- [34] Бунаков В. А., Лебедев И. К. Динамическая устойчивость оболочек сетчатой структуры из композитных материалов // *Науч. вестн. МГТУ ГА*. 2000. № 29. С. 45–50.
- [35] Разин А. Ф. Расчётно-экспериментальная отработка сетчатых композитных отсеков летательных аппаратов // *Вопросы оборонной техники. Серия 15*. 2000. Вып. 1(122). С. 23–25.

- [36] Склезнев А. А. Прикладной метод определения собственных частот колебаний цилиндрических и конических сетчатых композитных конструкций космических аппаратов // *Механика композиционных материалов и конструкций*. 2010. Т. 16. № 2. С. 241–250.
- [37] Склезнев А. А. Влияние технологических отверстий на собственные частоты колебаний сетчатых композитных конструкций летательных аппаратов // *Вестник Гомельского государственного технического университета им. П. О. Сухого*. 2012. № 4 (51). С. 3–10.
- [38] Бабичев А. А., Васильев В. В., Разин А. Ф., Склезнев А. А., Шаныгин А. Н., Фомин Д. Ю., Марескин И. В. Исследование сопротивления композитных сетчатых конструкций ударному повреждению // *Конструкции из композиционных материалов*. 2021. № 3 (163). С. 3–6.
- [39] Зиновьев П. А. Энергетические структурно-феноменологические модели диссипативных свойств анизотропных тел и волокнистых композитов // *Дисс. ... докт. техн. наук*. М.: МГТУ. 1997. 373 с.
- [40] Склезнев А. А., Бабичев А. А., Разин А. Ф. Конструкция и технология изготовления сетчатого адаптера из полимерных композиционных материалов для одновременного вывода нескольких полезных нагрузок // В сборнике: *Механика композиционных материалов и конструкций, сложных и гетерогенных сред. Сборник трудов 11-й Всероссийской научной конференции с международным участием им. И. Ф. Образцова и Ю. Г. Яновского*. Москва. 2021. С. 142–147.
- [41] Склезнев А. А., Бабичев А. А., Борисов В. Н. Поликонический композитный сетчатый адаптер полезной нагрузки и технология его изготовления // *Известия Волгоградского государственного технического университета*. 2021. № 2 (249). С. 52–55.
- [42] Титов В. А., Юранев О. А., Разин А. Ф., Бабичев А. А., Склезнев А. А., Пшеничников И. В., Бородулин Д. А. Проектирование и изготовление криогенных металлокомпозитных топливных баков // *Конструкции из композиционных материалов – межотраслевой научно-технический журнал*. 2023. № 2 (170). С. 12–20.
- [43] Разин А. Ф., Никитюк В. А., Халиманович В. И. Анализ сетчатых структур из композиционных материалов, применяемых в силовых конструкциях космических аппаратов // *Конструкции из композиц. матер*. 2011. № 2. С. 3–7.
- [44] Тотаро Г., Спена П., Джусто Г., Де Никола Ф., Кириенко С., Дас С. Высокоэффективные сетчатые анизотропные конструкции из углепластика для центральных труб спутников среднего класса: проектирование, изготовление и эксплуатационные характеристики (на англ.) // *Композитные конструкции*. 2021. Т. 258. 113368.
- [45] Мироненко Е. Д., Бабичев А. А., Склезнев А. А. К вопросу обеспечения натяжения вант композитного бака высокого давления космического аппарата // *Вестник НПО им. С. А. Лавочкина*. 2019. № 1 (43). С. 66–70.
- [46] Жуль Н. С., Мошкин И. Д., Шаклеин П. А. и др. Космическая платформа // *Патент 2688630 Российской Федерации*; заявл. 10.11.2016; опубл. 05.21.2019. – Бюл. № 15.
- [47] Склезнев А. А. Применение сетчатых композитных конструкций при проектировании новых летательных аппаратов // В сборнике: *Перспективное развитие науки, техники и технологий. Материалы II-ой Международной научно-практической конференции в 2 т. Ответственный редактор: Горохов А. А.* 2012. С. 113–116.
- [48] Склезнев А. А., Червяков А. А., Агапов И. Г. Решение задачи оптимизации в целях проектирования сетчатой структуры из полимерных композиционных материалов с наружной обшивкой // *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации*. 2022. Т. 25. № 4. С. 70–82.
- [49] Склезнев А. А., Бабичев А. А. К вопросу расчёта жёсткостных характеристик сетчатых композитных конструкций с металлическими обшивками // *Вестник Московского авиационного института*. 2022. Т. 29. № 2. С. 220–227.
- [50] Склезнев А. А. Программное обеспечение для проектирования композитного сетчатого крыла самолёта // *Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2015614050.– 06.04.2015*.
- [51] Кусни М., Хади Б. К., Гунаван Л., Сьямсудин Х. Разработка анизотропных сетчатых композитных конструкций для применения в крыле самолёта-истребителя (на англ.) // *Международный журнал аэрокосмической техники*. 2024. 6667586.
- [52] Белардо М. А., Гарди Р. А. Концептуальное проектирование соединения между системой тепловой защиты C/SiC и холодной анизотропной конструкцией фюзеляжа (на англ.) // *Процедия Инжиниринг*. 2015. Т. 114. С. 46–53
- [53] Склезнев А. А., Разин А. Ф. Бетонные конструкции с сетчатой композитной арматурой // *Композиты и наноструктуры*. 2015. Т. 7. № 3 (27). С. 145–150.
- [54] Разин А. Ф., Бабичев А. А., Склезнев А. А. Арктический строительный материал, армированный композитной сетчатой структурой (на англ.) // *Материаловедческий форум*. 2019. Т. 945. С. 15–19.
- [55] Кузьмин А. А., Бабичев А. А., Склезнев А. А., Слитков М. Н. Анализ температурного воздействия на габаритные изделия из полимерных композиционных материалов в процессе их изготовления и эксплуатации // *Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации*. 2019. Т. 1. С. 71–74.

- [56] Склезнев А. А., Разин А. Ф. Влияние формы ребра на несущую способность анизотридных сетчатых структур // В сборнике: Механика композиционных материалов и конструкций, сложных и гетерогенных сред. Сборник трудов 6-й Всероссийской научной конференции с международным участием им. И. Ф. Образцова и Ю. Г. Яновского: в 2 т.– 2016. С. 184–189.
- [57] Склезнев А. А., Бабичев А. А., Разин А. Ф. Исследование взаимного влияния заготовки изделия из полимерного композиционного материала и технологической оправки друг на друга в процессе изготовления при температурной обработке // Южно-Сибирский научный вестник. 2023. № 1 (47). С. 56–60.
- [58] Ли Ё.-Г., Ли Д.-О. Технология изготовления и проверка секции механического крепления композитных конструкций из анизотридных армированных углеродным волокном композитных материалов (на англ.) // Композитные конструкции. 2021. Т. 268. 113895.

LATTICE COMPOSITE STRUCTURES – CURRENT STATE OF RESEARCH AND DEVELOPMENT IN RUSSIA AND THE WORLD

A. A. Skleznev

*Joint-Stock Company “Center for Advanced Developments”
Khotkovo Moscow Region, The Russian Federation*

The paper provides an overview of the current state of research in the field of design and creation of anisotrid lattice composite structures – shell-type load-bearing structures – in Russia and abroad. Historical information about the emergence of lattice structures is provided, as well as a brief history of their formation – the research carried out, the results achieved, and the problems solved. An analysis of the use of mesh structures abroad in the aerospace industry was conducted. The paper provides generalized information on existing and currently used methods for designing anisotrid structures, applied methods for calculating mesh structures for strength, rigidity and stability, as well as on the main technological methods and techniques for manufacturing anisotrid lattice structures with a division into domestic and foreign practice. The paper presents information on current areas of application of lattice anisotrid structures in rocket technology, aviation and astronautics, and identifies a range of problematic issues and directions for future research. The work also provides examples of innovative applications of lattice anisotrid structures currently being developed, supplied with illustrations, and indicates the main scientific centers in Russia engaged in developments in the field of creation and production of composite lattice anisotrid structures.

Keywords: lattice structure, anisotrid, composite material.

References

- [1] Vasiliev V. V. V. G. Shukhov’s ideas in modern aerospace engineering / V. V. Vasiliev, ed. F. L. Chernousko // Actual problems of mechanics. Modern mechanics and development of V. G. Shukhov’s ideas. Moscow: Nauka, 2011, pp. 111–127.
- [2] Mackay R. Wellington in action. Squadron / R. Mackay. Signal Publications. 1986. 17 p.
- [3] Vasiliev V. V., Razin A. F., Andronov A. I., Salov V. A. Composite shell shaped as a body of revolution, and panel connection joint // Patent US 6068902A, McDonnell Douglas Corp./CRISM–CAT, 29.10.1997.
- [4] Vasiliev V. V., Razin A. F., Salov V. A., Bunakov V. A., Soldatov S. A., Zakharevich L. P., Voldman M. Composite transverse wing rib and apparatus for producing flat cellular-ribbed structure thereof // Patent US 5993941A, McDonnell Douglas Corp./CRISM–CAT, 30.11.1999.
- [5] Christopher J. Hunt, Francescogiuseppe Morabito, Chris Grace, Yian Zhao, Benjamin K. S. Woods. A review of composite lattice structures // Composite Structures, Vol. 284, 15 March 2022, 115120.

- [6] Ming Li, Hengyi Zhu, Changliang Lai, Wenyi Bao, Han Han, Renbang Lin, Weiping He, Hualin Fan. Recent progresses in lightweight carbon fibre reinforced lattice cylindrical shells // *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 135, 2022, 100860.
- [7] Vasiliev V. V., Razin A. F., Azarov A. V. Composite lattice structures – design, calculation and manufacturing. M.: Innovative mechanical engineering, 2023, 488 p.
- [8] Vasiliev V. V., Rasin A. F. Anisogrid composite lattice structures for spacecraft and aircraft applications, *Compos. Struct.* 76 (1–2) (2006) 182–189.
- [9] Totaro G., Spena P., Giusto G., De Nicola F., Kiryenko S., Das S. Highly efficient CFRP anisogrid lattice structures for central tubes of medium-class satellites: design, manufacturing, and performance, *Compos. Struct.* 258 (2021), 113368.
- [10] Totaro G., De Nicola F. Recent advance on design and manufacturing of composite anisogrid structures for space launchers, *Compos. Struct.* 81 (2012) 570–577.
- [11] Raouf N., Davar A., Pourtakdoust Seid H. Reliability analysis of composite anisogrid lattice interstage structure // *Mechanics Based Design of Structures and Machines*. 2020. Vol.50, Iss. 9. pp. 3322–3330.
- [12] Li He, Allam Maalla, Xiao Zhou, Hua Tang. Buckling and post-buckling of anisogrid lattice-core sandwich plates with nanocomposite skins // *Thin-Walled Structures*, Vol. 199, 2024, 111828.
- [13] Wenyi Bao, Ming Li, Xiyue An, Han Han, Yunfeng Lou, Hualin Fan. Hierarchical-level failure analysis for CFRC lattice stiffened panel // *Thin-Walled Structures*, Vol. 183, 2023, 110354.
- [14] Yongha Kim, Ingul Kim, Jungsun Park. An approximate formulation for the progressive failure analysis of a composite lattice cylindrical panel in aerospace applications // *Aerospace Science and Technology*, Vol. 106, 2020, 10621.2
- [15] Ming Li, Changliang Lai, Qing Zheng, Hualin Fan. Multi-failure analyses of carbon fiber reinforced anisogrid lattice cylinders // *Aerospace Science and Technology*, Vol. 100, 2020, 105777.
- [16] Lopatin A. V., Morozov E. V., Shatov A. V. Buckling of biaxially compressed anisogrid stiffened composite cylindrical panel with clamped edges // *European Journal of Mechanics – A/Solids*, Vol. 85, 2021, 104090.
- [17] Yeon-Gwan Lee, Jin-Ho Choi, Min-Jung Lee, Sang-Min Kim. Compressive strength stabilizing manufacturing method of anisogrid composite structure ribs without an outer skin // *Composites Part B: Engineering*, Vol. 203, 2020, 108452.
- [18] Mohammad Mahdi Abedi, Reza Jafari Nedoushan, Mohammad Sheikhzadeh, Woong-Ryeol Yu. The crashworthiness performance of thin-walled ultralight braided lattice composite columns: Experimental and finite element study // *Composites Part B: Engineering*, Vol. 202, 2020, 108413.
- [19] Famida Fallah, Ehsan Taati, Mohsen Asghari. Decoupled stability equation for buckling analysis of FG and multilayered cylindrical shells based on the first-order shear deformation theory // *Composites Part B: Engineering*, Vol. 154, 2018, pp. 225–241.
- [20] Changliang Lai, Yang Hu, Qing Zheng, Hualin Fan. All-composite flanges for anisogrid lattice-core sandwich panels to bear stretching load // *Composites Communications*, Vol. 19, 2020, pp. 189–193.
- [21] Bart J. R. Smeets, Edward M. Fagan, Kelly Matthews, Robert Telford, Brendan R. Murray, Leonid Pavlov, Bryan Weaver, Patrick Meier, Jamie Goggins. Structural testing of a shear web attachment point on a composite lattice cylinder for aerospace applications // *Composites Part B: Engineering*, Vol. 212, 2021, 108691.
- [22] Min-Hyeok Jeon, In-Gul Kim, Kyeongsik Woo. Progressive failure analysis of anisogrid cylindrical composite lattice structure with manufacturing defects // *Composite Structures*, Vol. 321, 2023, 117237.
- [23] Niemann S., Wagner H. N. R., Hühne C. Anisogrid stiffened panel under axial compression: Manufacturing, numerical analysis and experimental testing // *Thin-Walled Structures*, Vol. 161, 2021, 107483.
- [24] Qing Zheng, Dazhi Jiang, Chunfang Huang, Xinlong Shang, Su Ju. Analysis of failure loads and optimal design of composite lattice cylinder under axial compression // *Composite Structures*, Vol. 131, 2015, pp. 885–894.
- [25] Vincent K. Maes, Leonid Pavlov, Sahak M. (Samo) Simonian. An efficient semi-automated optimisation approach for (grid-stiffened) composite structures: Application to Ariane 6 Interstage // *Composite Structures*, Vol. 209, 2019, pp. 1042–1049.
- [26] Sonell Shroff, Ertan Acar, Christos Kassapoglou. Design, analysis, fabrication, and testing of composite grid-stiffened panels for aircraft structures // *Thin-Walled Structures*, Vol. 119, 2017, pp. 235–246.
- [27] Lopatin A. V., Morozov E. V., Shatov A. V. Axial deformability of the composite lattice cylindrical shell under compressive loading: Application to a load-carrying spacecraft tubular body // *Composite Structures*, Vol. 146, 2016, pp. 201–206.
- [28] Totaro G. Flexural, torsional, and axial global stiffness properties of anisogrid lattice conical shells in composite material // *Composite Structures*, Vol. 153, 2016, pp. 738–745.
- [29] Tomohiro Yokozeki, Yosuke Shimizu, Masato Ishii, Ken Kimizuka, Shigeo Suzuki, Yoshihiro Yamasaki, Keita Terashima, Toru Kamita, Takahira Aoki. Mechanical behavior in compression of skin-added X-lattice composite panel with corrugated ribs // *Composite Structures*, Vol. 168, 2017, pp. 863–871.

- [30] Jijun Luo, Shengguang Peng, Suxia Hou, Yaser Kiani. Vibration analysis of FGM anisogrid lattice plates with one width fold based on the continuous model using the GDQE method // *Thin-Walled Structures*, Vol. 195, 2024, 111386.
- [31] Seyed Masih Banijamali, Ali Asghar Jafari. Vibration analysis and critical speeds of a rotating functionally graded conical shell stiffened with Anisogrid lattice structure based on FSDT // *Thin-Walled Structures*, Vol. 188, 2023, 110841.
- [32] Danli Zhang, Yong Wang, Guangyong Pan, Artin Hozuri. Nonlinear free vibration modeling of anisogrid lattice sandwich plates based on a weak formulation analysis // *Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation*, Vol. 123, 2023, 107277.
- [33] Hougai Shi, Hualin Fan, Guojian Shao. Dynamic theory of composite anisogrid lattice conical shells with nonconstant stiffness and density // *Applied Mathematical Modelling*, Vol. 115, 2023, pp. 661–690.
- [34] Bunakov V.A., Lebedev I.K. Dynamic stability of lattice structure shells made of composite materials // *Scientific Bulletin of Moscow State Technical University of Civil Aviation*. 2000. No. 29. pp. 45–50.
- [35] Razin A.F. Calculation and experimental development of lattice composite sections of aircraft // *Issues of defense equipment*. Series 15. 2000. issue 1(122). pp. 23–25.
- [36] Skleznev A.A. Applied method for determining natural frequencies of oscillations of cylindrical and conical lattice composite structures of spacecraft // *Mechanics of composite materials and structures*. 2010. Vol. 16. No. 2. pp. 241–250.
- [37] Skleznev A.A. Influence of technological holes on natural frequencies of oscillations of lattice composite structures of aircraft // *Bulletin of Gomel State Technical University named after P.O. Sukhoi*. 2012. No. 4 (51), pp. 3–10.
- [38] Babichev A.A., Vasiliev V.V., Razin A.F., Skleznev A.A., Shanygin A.N., Fomin D. Yu., Mareskin I.V. Study of resistance of composite lattice structures to impact damage // *Structures from composite materials*. 2021. No. 3 (163). pp. 3–6.
- [39] Zinoviev P.A. Energy structural-phenomenological models of dissipative properties of anisotropic bodies and fibrous composites // *Diss. ... Doctor of Engineering Sciences*. Moscow: Moscow State Technical University. 1997. 373 p.
- [40] Skleznev A.A., Babichev A.A., Razin A.F. Design and manufacturing technology of a lattice adapter made of polymer composite materials for the simultaneous launch of several payloads // *In the collection: mechanics of composite materials and structures, complex and heterogeneous media. Collection of works of the 11th All-Russian scientific conference with international participation named after I.F. Obraztsov and Yu.G. Yanovsky // Moscow*, 2021, pp. 142–147.
- [41] Skleznev A.A., Babichev A.A., Borisov V.N. Polyconical composite lattice payload adapter and its manufacturing technology // *Bulletin of the Volgograd State Technical University*. 2021. No. 2 (249). pp. 52–55.
- [42] Titov V.A., Yuranev O.A., Razin A.F., Babichev A.A., Skleznev A.A., Pshenichnikov I.V., Borodulin D.A. Design and manufacture of cryogenic metal-composite fuel tanks // *Composite Material Structures – interdisciplinary scientific and technical journal*. 2023. No. 2 (170), pp.12–20.
- [43] Razin A.F., Nikityuk V.A., Khalimanovich V.I. Analysis of lattice structures made of composite materials used in power structures of spacecraft // *Structures made of composite materials*. 2011. No. 2, pp. 3–7.
- [44] Totaro G., Spena P., Giusto G., De Nicola F., Kiryenko S., Das S. Highly efficient CFRP anisogrid lattice structures for central tubes of medium-class satellites: Design, manufacturing, and performance // *Composite Structures*, Vol. 258, 2021, 113368.
- [45] Mironenko E.D., Babichev A.A., Skleznev A.A. On the issue of ensuring tension of the cables of a composite high-pressure tank of a spacecraft // *Bulletin of NPO im. S.A. Lavochkin*. 2019. No. 1 (43), pp. 66–70.
- [46] Zhul N.S., Moshkin I.D., Shaklein P.A. et al. Space platform // Patent 2688630 of the Russian Federation; declared 10.11.2016; published 05.21.2019, Bulletin No. 15.
- [47] Skleznev A.A. Application of mesh composite structures in designing new aircraft // *In the collection: Prospective development of science, engineering and technology. Proceedings of the II International scientific and practical conference in 2 volumes. Editor-in-chief: Gorokhov A.A., 2012, pp. 113–116.*
- [48] Skleznev A.A., Chervyakov A.A., Agapov I.G. Solution of the optimization problem for the purpose of designing a lattice structure made of polymer composite materials with external cladding // *Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation*. 2022. Vol. 25. No. 4, pp. 70–82.
- [49] Skleznev A.A., Babichev A.A. On the issue of calculating the rigidity characteristics of lattice composite structures with metal sheathing // *Bulletin of the Moscow Aviation Institute*. 2022. Vol. 29. No. 2, pp. 220–227.
- [50] Skleznev A.A. Software for designing a composite lattice aircraft wing // *Certificate of registration of computer program RU 2015614050, 06.04.2015.*
- [51] Muhammad Kusni, Bambang Kismono Hadi, Leonardo Gunawan, Hendri Syamsudin. Development of Anisogrid Lattice Composite Structures for Fighter Wing Applications // *International journal of Aerospace Engineering*, 2024, 6667586.
- [52] Belardo M.A, Gardi R.A. Conceptual Design of the Junction between C/SiC Thermal Protection System and Anisogrid Fuselage Cold Structure // *Procedia Engineering*. 2015. Vol. 114, pp. 46–53.

- [53] Skleznev A. A., Razin A. F. Concrete structures with lattice composite reinforcement // Composites and nanostructures. 2015. Vol. 7. No. 3 (27), pp. 145–150.
- [54] Razin A. F., Babichev A. A., Skleznev A. A. Arctic building material reinforced by composite lattice structure // Materials Science Forum. 2019. Vol. 945, pp. 15–19.
- [55] Kuzmin A. A., Babichev A. A., Skleznev A. A., Slitkov M. N. Analysis of temperature effects on large-sized products made of polymer composite materials during their manufacture and operation // Aerospace engineering, high technology and innovation. 2019. Vol. 1, pp. 71–74.
- [56] Skleznev A. A., Razin A. F. Influence of the rib shape on the bearing capacity of anisogrid lattice structures // In the collection: Mechanics of composite materials and structures, complex and heterogeneous media. Collection of works of the 6th All-Russian scientific conference with international participation named after I. F. Obraztsov and Yu. G. Yanovsky: in 2 volumes. 2016, pp. 184–189.
- [57] Skleznev A. A., Babichev A. A., Razin A. F. Study of the mutual influence of a workpiece made of polymer composite material and a technological mandrel on each other during the manufacturing process during temperature treatment // South Siberian Scientific Bulletin. 2023. No. 1 (47), pp. 56–60.
- [58] Yeon-Gwan Lee, Dae-Oen Lee. Manufacturing technique and verification for the mechanical fastening section of carbon fiber reinforced anisogrid composite structures // Composite Structures, Vol. 268, 2021, 113895.

Сведения об авторе

Склезнев Андрей Анатольевич – доктор технических наук, доцент, профессор кафедры «Проектирование и сертификация авиационной техники» Московского авиационного института. Директор и главный конструктор Акционерного общества «Центр перспективных разработок» (АО «ЦПР»). Окончил МАТИ в 2002 году. Область научных интересов: проектирование композитных конструкций, технология композитных конструкций, сетчатые оболочки и композитные баллоны высокого давления.

ВЛИЯНИЕ УГЛОВ ОРИЕНТАЦИИ СЛОЯ НА ТОЛЩИНУ НЕСУЩИХ ПАНЕЛЕЙ ИЗ СЛОИСТОГО КОМПОЗИТА

Ю. И. Бадрухин, Е. С. Терехова✉

ФГУ «Сибирский научно-исследовательский
институт авиации им. С. А. Чаплыгина»
г. Новосибирск, Российская Федерация

Задача проектирования тонкостенных панелей из слоистых композитов минимального веса при обеспечении прочности и устойчивости сложная и трудоемкая, поскольку устойчивость сильно зависит от изгибной жесткости, которая определяется не только процентным соотношением слоев в укладке, но и их положением в ней. В статье представлен алгоритм выбора рациональных параметров тонкостенных несущих панелей из слоистого композита по условиям минимума веса, прочности и устойчивости. Для повышения экономичности алгоритма получены аналитические решения задач определения критических нагрузок неподкрепленной и дискретно подкрепленной стрингерами композитных панелей при комбинированном нагружении. Аналитические решения были верифицированы методом конечных элементов. Для валидации расчетов были разработаны образцы стрингерных панелей с различными укладками. Проведены испытания образцов стрингерных панелей на устойчивость. Получено хорошее совпадение критических нагрузок, реализованных в экспериментах и с помощью конечно-элементного анализа. Эти результаты позволяют использовать алгоритм выбора рациональных параметров для исследований влияния различных параметров на массу и несущую способность панелей из слоистого композита. В статье с помощью Алгоритма выбора рациональных параметров были получены укладки для неподкрепленной и стрингерной панели с углами армирования 0° , $\pm 15^\circ$, $\pm 30^\circ$, $\pm 45^\circ$, $\pm 60^\circ$, $\pm 75^\circ$ и 90° .

Ключевые слова: слоистые композиты, устойчивость композитных панелей, стрингерная панель, рациональное проектирование, угол армирования.

Введение

Для летательных аппаратов проблема снижения веса элементов конструкции исключительно актуальна. Один из путей решения этой проблемы – использование слоистых композиционных материалов, обладающих высокими прочностными характеристиками [1–3].

Однако при проектировании тонкостенных несущих панелей несущая способность в большей степени определяется устойчивостью, которая сильно зависит от укладки. Например, для прямоугольной неподкрепленной панели длиной 500 мм, шириной 250 мм и укладкой $[45/0/0/0]_s$ критическая нагрузка составляет 131 кгс, а для укладки $[0/0/0/45]_s$ – 76 кгс, что в 1,7 раза ниже.

Существующие алгоритмы имеют ряд недостатков: одни алгоритмы дают только процент-

ное содержание слоев и необходимую толщину по прочности [4–6], тогда как изменение положения слоя в укладке может привести к изменению изгибных жесткостных характеристик в несколько раз, что решающим образом влияет на несущую способность по устойчивости; в решениях для подкрепленных панелей часто используется эффективная жесткость [7], что некорректно отражает работу стрингеров, поскольку не учитывает их работу при изгибе из плоскости при совместном деформировании с панелью. В задачах рационального проектирования это обстоятельство фактически исключает возможность корректного определения оптимальной высоты стрингерного набора.

Авторами разработан алгоритм выбора рациональных параметров (АВРП) неподкрепленной и стрингерной композитных панелей минимального веса, нагруженных продольным, поперечным и сдвиговым потоками при ограничениях по прочности и устойчивости [8, 9]. Для ускорения работы АВРП получены аналитические решения задач

✉ terekhova@sibnia.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2024

устойчивости неподкрепленной и стрингерной композитных панелей при граничных условиях опирания и защемления, которые позволяют учесть дискретность расположения стрингеров для подкрепленных панелей и изгибно-крутильную потерю устойчивости стрингера, которая реализуется при избыточном увеличении высоты стрингерного набора. В отличие от алгоритмов, предлагающих только определение необходимого процентного соотношения слоев по прочности, созданный алгоритм дает возможность получить полную последовательность слоев в пакете.

Цели работы: проверка несущей способности образцов, полученных с помощью АВРП; валидация расчетных моделей; оценка влияния углов ориентации слоев на толщину и несущую способность панелей из слоистого композита.

1. Алгоритм выбора рациональных параметров панелей из слоистого композита

В качестве критерия прочности пакета использован принцип неперевышения принятого предельного уровня интенсивности деформации.

Интенсивность деформации определяется из известных соотношений теории упругости для ортотропной задачи [10]

$$\varepsilon_i = \frac{\sqrt{2}}{3} \cdot \sqrt{(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)^2 + (\varepsilon_2 - \varepsilon_3)^2 + (\varepsilon_1 - \varepsilon_3)^2 + \frac{3}{2} \cdot \gamma_{12}^2}, \quad (1)$$

$$\varepsilon_1 = \frac{\sigma_1}{E_1} - \nu_2 \cdot \frac{\sigma_2}{E_2}, \quad \varepsilon_2 = \frac{\sigma_2}{E_2} - \nu_1 \cdot \frac{\sigma_1}{E_1}, \quad (2)$$

$$\gamma_{12} = \frac{\tau_{12}}{G}, \quad \varepsilon_3 = -\nu_3 \left(\frac{\sigma_1}{E_1} + \frac{\sigma_2}{E_2} \right),$$

$$\nu_1 = \frac{E_1}{E_2} \cdot \nu_2,$$

Подставив (2) в (1) и выразив толщину h , получим:

$$\varepsilon_i = \frac{\sqrt{2}}{3 \cdot h} \cdot \sqrt{F_i}, \quad (3)$$

где

$$\begin{aligned} F_i = & \left(\frac{q_d}{E_1} \right)^2 \cdot \left((1 + \nu_1)^2 + (\nu_3 - \nu_1)^2 + (1 + \nu_3)^2 \right) + \\ & + \left(\frac{q_2}{E_2} \right)^2 \cdot \left((1 + \nu_2)^2 + (1 + \nu_3)^2 + (\nu_3 - \nu_2)^2 \right) + \\ & + 2 \cdot \frac{q_d}{E_1} \cdot \frac{q_2}{E_2} \cdot \left(2 \cdot \nu_3^2 + 2 \cdot \nu_3 - (\nu_1 + \nu_2) \cdot (\nu_3 + 2) - 1 \right) + \\ & + \frac{3}{2} \cdot \left(\frac{q_{12}}{G} \right)^2. \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь ε – линейные деформации, γ – сдвиговая деформация, σ – нормальные напряжения, τ – касательные напряжения, E – модули упругости, G – модуль сдвига, q – потоки. Индексом 1 обозначено направление по длине панели, 2 – по ширине панели, 3 – по толщине панели, 12 – сдвиг в плоскости панели. Погонная сила q_d выражается через поток $q_d = q_1 / \left((1 + h_s) \cdot (n_s + 2) \cdot B^{-1} \right)$. Толщина пакета h , необходимая для обеспечения прочности, определяется из равенства интенсивности деформации (3) предельному значению ε_{ib} .

Выражение для определения фактора потери устойчивости получено с помощью энергетического принципа [11]

$$\Pi = U - \lambda \cdot A = 0, \quad (5)$$

где U – потенциальная энергия деформации изгиба панели, A – работа внешних сил, λ – фактор критической нагрузки потери устойчивости.

При получении выражений для энергии деформации обшивки и стрингеров предполагалось, что изгиб обшивки происходит в рамках гипотезы плоских сечений с постоянным сдвигом по толщине, а стрингеры деформируются как балки высокого профиля с постоянным сдвигом по высоте [11] и, помимо этого, изгибаются из своей плоскости и закручиваются как удлиненные пластины, сопряженные одной стороной с обшивкой по прогибам и углам поворота. По высоте стрингера угол поворота сечения считается постоянным. Укладки для панели и стрингеров в данном случае одинаковы.

В общем виде выражение для определения фактора нагрузки потери устойчивости принимает вид

$$\lambda = \frac{U_o + U_{str}}{\frac{q_1 \cdot \alpha_2 \cdot kn}{1 + \frac{h_s \cdot n_s}{B}} \cdot \left(1 + \frac{h_s}{B} \cdot \left(\Sigma c + \frac{h_s^2}{3} \cdot \Sigma s \right) \right) + q_2 \cdot \beta_2 \cdot km + q_{12} \cdot R \cdot k}, \quad (6)$$

где

$$U_o = - \left[\frac{D_{11} \cdot \alpha_4 \cdot kn + D_{22} \cdot \beta_4 \cdot km + 2 \cdot D_3 \cdot \alpha_2 \cdot \beta_2 - \frac{ao_{12}^2 \cdot ao_{33} + ao_{13}^2 \cdot ao_{22} - 2 \cdot ao_{12} \cdot ao_{13} \cdot ao_{23}}{ao_{22} \cdot ao_{33} - ao_{23}^2}}{ao_{22} \cdot ao_{33} - ao_{23}^2} \right],$$

$$U_{str} = \frac{h_s^3 \cdot \alpha_4}{3 \cdot B} \cdot \frac{E_{11} \cdot h \cdot \Sigma c \cdot \Sigma \varepsilon}{1 + \frac{\Sigma \varepsilon \cdot E_{11} \cdot \alpha_2 \cdot h_s^2}{G}} +$$

$$\left(as_{11} - \frac{as_{12}^2 \cdot as_{33} + as_{13}^2 \cdot as_{22} - 2 \cdot as_{12} \cdot as_{13} \cdot as_{23}}{as_{22} \cdot as_{33} - as_{23}^2} \right) \cdot$$

$$\frac{h_s}{B} \cdot \Sigma s.$$

U_o – энергия деформации изгиба обшивки, U_{str} – энергия деформации изгиба стрингеров, $\alpha_2, \alpha_4, \beta_2, \beta_4, a_o, a_s$ и др. – параметры, зависящие от жесткости, размеров и условий закрепления панели (рассмотрены случаи опирания и защемления по контуру). Выражения для них не приведены ввиду громоздкости. Приравняв к нулю высоту или количество стрингеров, можно получить выражение для неподкрепленной панели.

Для верификации аналитических решений проводилось сравнение критических нагрузок потери устойчивости с результатами конечно-элементного анализа. Получены удовлетворительные результаты. Более подробный анализ приведен в [8].

АВРП включает следующие шаги:

Шаг 1. Формирование пакета минимального веса по прочности

Задается базис, состоящий из набора принятых типичных направлений монослоев, например, $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$.

Задается начальная высота и количество стрингеров.

Принимается пакет из произвольного количества слоев с произвольной укладкой. В двойном цикле по слоям и направлениям базиса каждый слой заменяется направлением из базиса с вычислением толщины с помощью выражения (3). Обычно при этом происходит некоторое изменение толщины пакета. Исследуемому слою присваивается то направление, которое обеспечило наименьшую толщину. После нескольких циклов толщина неизбежно перестает меняться, следовательно, цель достигнута – установлено процентное соотношение направлений слоев, отвечающее комбинации приложенных нагрузок.

При фиксированном количестве монослоев полученное изменение общей толщины приводит к изменению толщины монослоя. Однако на первом шаге корректировка количества слоев не проводится.

Важно отметить, что цель достигнута в результате прямой минимизации веса.

Шаг 2. Формирование пакета минимального веса по устойчивости

Укладка и толщина панели, полученные на первом шаге, задаются в качестве начальных для определения фактора потери устойчивости λ по соотношению (6). Если $\lambda \geq 1$, это означает, что полученная укладка обеспечивает помимо прочности еще и устойчивость, т.е. задача решена. Если $\lambda < 1$, это означает, что комбинация действующих нагрузок превышает критический уровень, толщина панели увеличивается до нового значения, отвечающего равенству $\lambda = 1$, с помощью соотношения, следующего из (6):

$$h_{нов.} = \frac{h}{\sqrt[3]{\lambda}}. \quad (7)$$

Здесь h и λ – значения, полученные по результатам шага 1, и всегда $h_{нов.} \geq h$.

В дальнейшем в двойном цикле по направлениям базиса и по слоям укладки каждый слой последовательно обменивается своим направлением со всеми остальными слоями с одновременным определением толщины по выражению (7) и проверкой по прочности. Из всех опробованных сочетаний направлений выбирается сочетание, соответствующее наименьшей толщине и удовлетворяющее ограничению по прочности. Циклический процесс продолжается до подходящего установления значения толщины.

Как видно, в данном случае осуществляется прямая минимизация веса, но уже с учетом обеспечения устойчивости и прочности.

Шаг 3. Дискретизация

На данном шаге корректируется количество слоев укладки с учетом реальной толщины монослоя и полученной общей толщины.

После дискретизации задается новое значение высоты и/или количества стрингеров, и шаги 1–3 повторяются до установления параметров, соответствующих минимальному весу панели.

Шаг 4. Максимизация мембранной жесткости

В результате дискретизации на шаге 3 за счет округления неизбежно происходит небольшое увеличение общей толщины, что приводит к некоторому небольшому превышению ограничений по прочности и устойчивости. Однако полученное в результате превышение оказывается определяющим, так как позволяет сменить целевую функцию и перейти от минимизации веса к максимизации мембранной жесткости при соблюдении ограничений по устойчивости.

На данном шаге фиксируется количество слоев и в цикле по направлениям базиса и по слоям укладки выбирается укладка, дающая наименьшую интенсивность деформации при соблюдении ограничения на устойчивость.

Шаг 5. Формирование сбалансированной укладки

Известно, что при несбалансированной укладке пакета на этапе изготовления может произойти искривление панели. Для того чтобы скорректировать пакет, полученный на шаге 3 и/или 4, с учетом ограничения на сбалансированность в цикле по слоям пакет подбирается так, чтобы в половине симметричного пакета (от края до плоскости симметрии) слоев с направлением 45° было четное количество.

Алгоритм реализован в качестве консольного приложения. Получен сертификат о государственной регистрации программы для ЭВМ [9].

2. Результаты испытаний образцов стрингерных панелей

Для валидации расчетных моделей были проведены испытания образцов стрингерных панелей из препрега ACM102-C130UD (таблица 1) с укладками трех типов: укладки первого типа получены в результате работы АВРП (обозначение – О4); укладки второго типа имеют следующее процентное соотношение слоев: 50 % слоев с направлением 0°, 40 % слоев с направлением ±45° и 10 % слоев с направлением 90° (обозначение – О5), такое соотношение обычно рекомендуется для крыльевых силовых панелей; укладки третьего типа

получены в результате работы АВРП и скорректированы с учетом ограничения на сбалансированность (обозначение – О6).

Схема образца стрингерной панели представлена на рисунке 1.

Укладки образцов представлены в таблице 2.

Для анализа напряженно-деформированного состояния образцов были разработаны их конечно-элементные модели (КЭМ) совместно с оснасткой для испытаний. Схема и КЭМ образца и оснастки представлены на рисунке 2.

Критические силы стрингерных образцов, полученные при моделировании образца в стенде $P_{кр.стед.}$, разрушающая нагрузка при испытаниях $P_{разр.}$ и различие между этими силами $\delta_{ст.}$ представлены в таблице 3. Знак «-» в таблице 3 означает, что нагрузка в эксперименте меньше, чем нагрузка в КЭМ.

Таблица 1

Механические характеристики материала ACM102-130UD

E_1 , кгс/мм ²	E_2 , кгс/мм ²	E_{12} , кгс/мм ²	μ	t_c , мм	γ , кг/мм ³
12882	1059	490	0,34	0,13±0,02	1,55·10 ⁻⁶

Примечание: E_1 – модуль упругости монослоя в направлении нулевого слоя, E_2 – модуль упругости монослоя в поперечном направлении, E_{12} – модуль сдвига монослоя, μ – коэффициент Пуассона, t_c – толщина монослоя, γ – плотность.

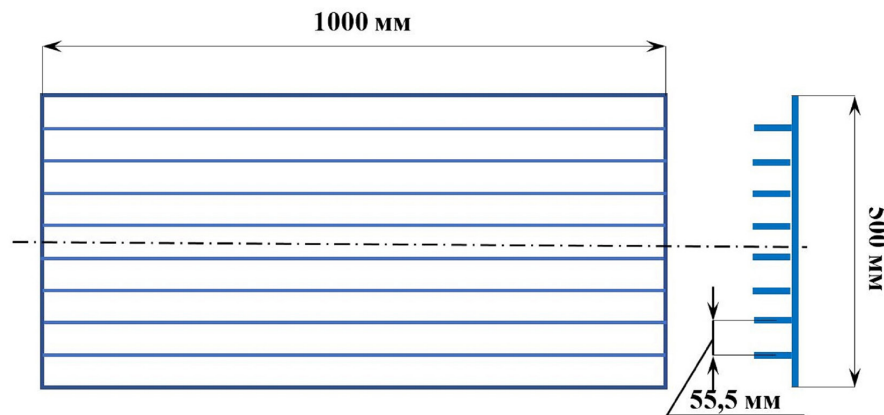


Рисунок 1. Схема образца стрингерной панели

Таблица 2

Параметры образцов стрингерной панели

Тип	h , мм	$h_{стр.}$, мм	Укладка
О4*	2,34	22	[45/(0) ₈] _s
О5	2,34	27	[45/90/ -45/0/0/0/45/0/0] _s
О6**	2,34	22	[±45/(0) ₇] _s

Примечание: * – оптимизированная укладка, ** – оптимизированная и сбалансированная укладка

Таблица 3

Критические силы стрингерных образцов

Тип	$P_{разр.}$, кгс	$P_{кр.стед.}$, кгс	$\delta_{ст.}$, %
О4(1)	15760	22467	-42,60
О4(2)	21000	23146	-10,20
О5(1)	28300	29131	-2,90
О5(2)	28700	29131	-1,50
О6(1)	25500	23263	-9,60
О6(2)	21700	23263	-6,70

Получено хорошее соответствие расчета с экспериментом. Исключением является только образец О4(1), который имел ярко выраженное коробление.

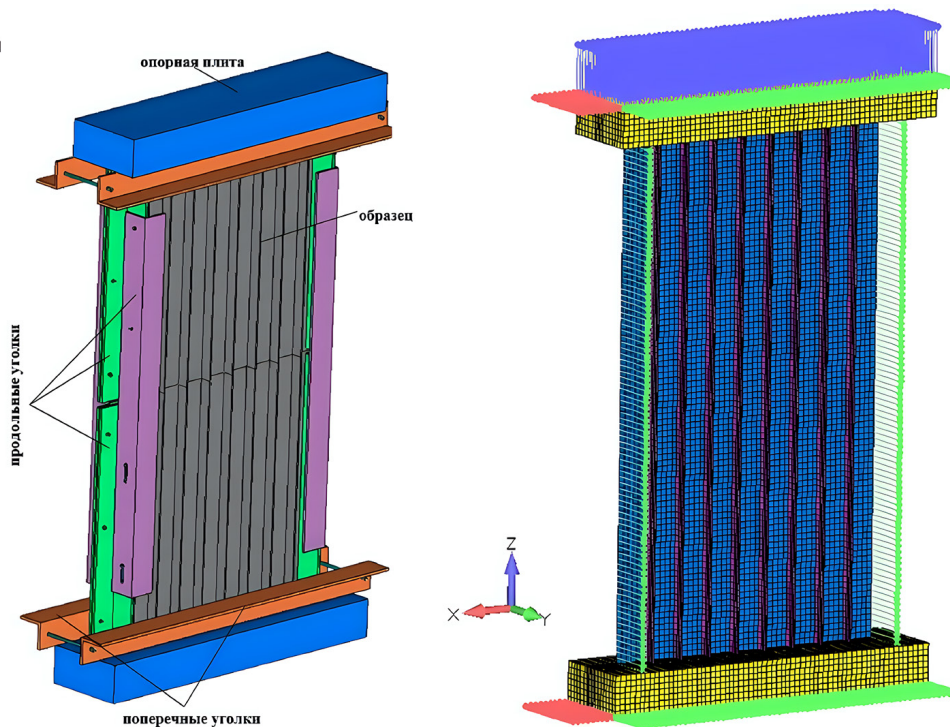


Рисунок 2. Конечно-элементная модель и схема оснастки для испытаний образцов стрингерных панелей

3. Исследование влияния углов ориентации слоя в укладке на толщину панели

Помимо классического базиса возможных углов ориентации слоев в пакете $\{\pm 45^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$ в некоторых источниках используют углы армирования $\pm 15^\circ, \pm 30^\circ, \pm 60^\circ$ и $\pm 75^\circ$ [12, 13].

С помощью АВРП были получены укладки для неподкрепленной и стрингерной панелей

из АСМ-С 130UD (таблица 1) с различными базисами:

- Базис 1 – $\{\pm 15^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$;
- Базис 2 – $\{\pm 30^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$;
- Базис 3 – $\{\pm 45^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$;
- Базис 4 – $\{\pm 60^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$;
- Базис 5 – $\{\pm 75^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$.

В таблицах 4 и 5 представлены габариты, нагрузки и полученные укладки для неподкрепленной панели.

Таблица 4

Укладки неподкрепленной опертой панели при различных базисах

№ баз.	h , мм	Укладка	ε_i , %	λ
$q_x = -50$ кгс, $q_y = 0$, $L = 800$ мм, $B = 600$ мм.				
1	10,14	$[(90)_9/(\pm 15)_5/0/(\pm 15)_2/15/(0)_{15}]_s$	0,037	1,00
2	9,88	$[30/90/-30/(90)_2/30/90/-30/90/0/90/30/90/-30/90/(\pm 30)_2/90/(0)_{17}]_s$	0,044	1,01
3	9,10	$[(\pm 45)_6/(90)_2/(\pm 45)_2/90/(\pm 45)_4/45/(0)_7]_s$	0,114	1,00
4	9,62	$[(\pm 60)_5/90/(0)_4/90/(0)_5/60/(0)_6/90/(0)_8]_s$	0,046	1,00
5	10,14	$[(\pm 75)_3/(90)_4/(0)_{29}]_s$	0,035	1,00
$q_x = -50$ кгс, $q_y = -10$, $L = 800$ мм, $B = 600$ мм.				
1	11,18	$[(90)_{10}/0/(\pm 15)_8/15/0/-15/(\pm 15)_4/(0)_5]_s$	0,027	1,00
2	10,66	$[(90)_5/30/90/-30/90/30/90/-30/\pm 30/90/(\pm 30)_2/30/0/-30/(\pm 30)_6/(0)_7]_s$	0,043	1,00
3	10,14	$[(\pm 45)_8/45/(0)_2/-45/90/(\pm 45)_3/45/0/-45/45/(90)_2/-45/0/90/(0)_3]_s$	0,083	1,00
4	10,14	$[(\pm 60)_8/60/0/-60/0/90/0/(90)_2/0/90/0/90/0/90/0/90/(0)_7]_s$	0,071	1,00
5	10,92	$[(\pm 75)_7/(0)_{28}]_s$	0,029	1,02

Примечание 1: q_x – продольный сжимающий поток, q_y – поперечный сжимающий поток, L – длина панели, B – ширина панели, h – толщина панели, λ – фактор потери устойчивости.

Таблица 5

Укладки неподкрепленной защемленной панели при различных базисах

№ баз.	h , мм	Укладка	ε_i , %	λ
$q_x = -50$ кгс, $q_y = 0$, $L = 800$ мм, $B = 600$ мм.				
1	7,54	$[90/(0)_2/90/(0)_{12}/90/(0)_{12}]_s$	0,041	1,01
2	7,54	$[90/(0)_2/90/(0)_{12}/90/(0)_{12}]_s$	0,041	1,01
3	7,54	$[90/(0)_2/90/(0)_{12}/90/(0)_{12}]_s$	0,041	1,01
4	7,54	$[90/(0)_2/90/(0)_{12}/90/(0)_{12}]_s$	0,041	1,01
5	7,54	$[90/(0)_2/90/(0)_{12}/90/(0)_{12}]_s$	0,041	1,01
$q_x = -50$ кгс, $q_y = -10$, $L = 800$ мм, $B = 600$ мм.				
1	7,80	$[(90)_5/(0)_{25}]_s$	0,033	1,02
2	7,80	$[(90)_4/(\pm 30)_2/(0)_{22}]_s$	0,033	1,01
3	7,80	$[45/90/-45/90/45/90/-45/45/(0)_{22}]_s$	0,034	1,01
4	7,80	$[\pm 60/(90)_2/\pm 60/(0)_{22}]_s$	0,033	1,00
5	7,80	$[\pm 75/90/\pm 75/(0)_{22}]_s$	0,033	1,02

В случае защемления панели по контуру для рассмотренной панели и нагрузок при любом базисе толщина одинаковая, в случае опирания наименьшую толщину дает базис $\{\pm 45^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$. Наибольшая мембранная жесткость получена при базисах $\{\pm 15^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$ и $\{\pm 75^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$.

На рисунке 3 для примера приведены собственные формы и фактор потери устойчивости для опертой и защемленной неподкрепленной панели.

Такие же исследования проведены для стрингерной панели. В таблицах 6 и 7 представлены габариты, нагрузки и полученные укладки для стрингерной панели.

На рисунке 4 для примера приведены собственные формы и фактор потери устойчивости для опертой и защемленной стрингерной панели.

Для стрингерной рассмотренной панели и нагрузок при любом базисе толщина одинаковая.

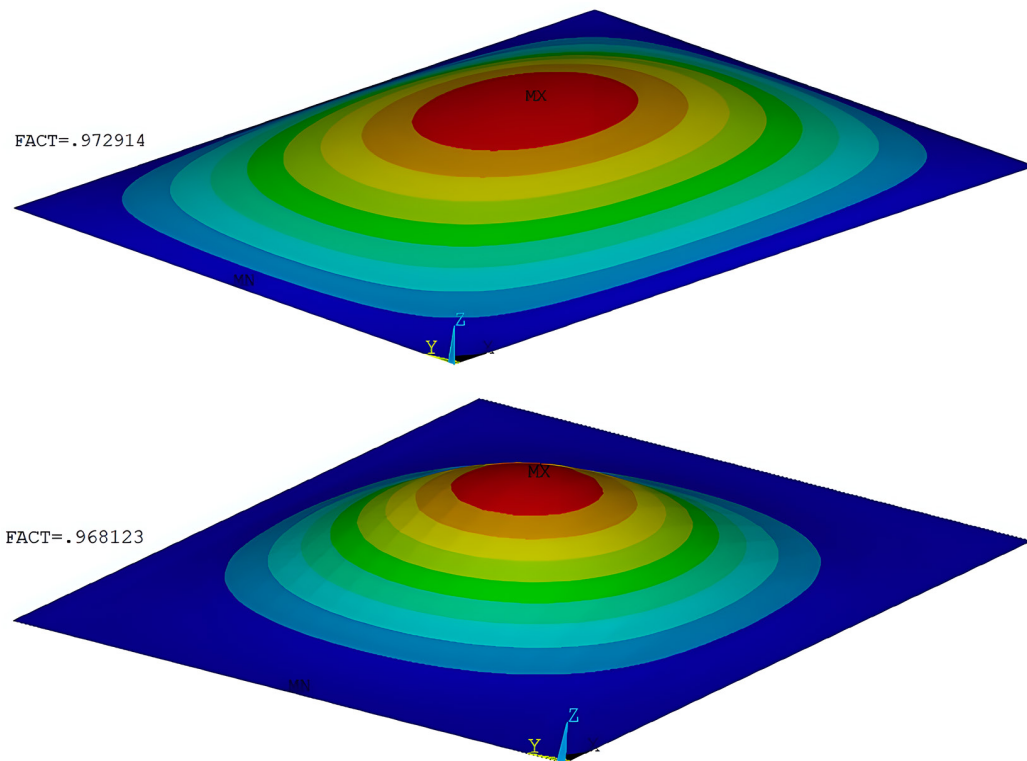


Рисунок 3. Собственные формы и факторы потери устойчивости для неподкрепленных панелей с размерами $L = 800$ мм, $B = 600$ мм при нагрузке $q_1 = -50$ кгс, $q_2 = -10$, базис $\{\pm 60^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$: опертая панель (сверху); защемленная панель (снизу)

Таблица 6

Укладки стрингерной опертой панели при различных базисах

№ баз.	h , мм	Укладка	ε_i , %	λ
$q_x = -50$ кгс, $q_y = 0$, $L = 800$ мм, $B = 600$ мм, $h_s = 22$ мм, $n_s = 8$ мм.				
1	6,24	$[(\pm 15)_2 / (0)_{20}]_s$	0,042	1,02
2	6,24	$[\pm 30 / (0)_{22}]_s$	0,043	1,02
3	6,24	$[45 / (0)_{23}]_s$	0,041	1,02
4	6,24	$[60 / (0)_{23}]_s$	0,040	1,01
5	6,24	$(0)_{48}$	0,038	1,01
$q_x = -50$ кгс, $q_y = -10$, $L = 800$ мм, $B = 600$ мм, $h_s = 22$ мм, $n_s = 8$ мм.				
1	7,80	$[(90)_2 / (\pm 15)_3 / (0)_{22}]_s$	0,033	1,01
2	7,80	$[\pm 30 / 90 / \pm 30 / (0)_{25}]_s$	0,037	1,02
3	7,80	$[\pm 45 / 90 / \pm 45 / (0)_{25}]_s$	0,031	1,02
4	7,80	$[(\pm 60)_2 / 60 / (0)_{25}]_s$	0,028	1,02
5	7,80	$[\pm 75 / 75 / (0)_{27}]_s$	0,031	1,00

Примечание: q_x – продольный сжимающий поток, q_y – поперечный сжимающий поток, L – длина панели, B – ширина панели, h – толщина панели, h_s – высота стрингеров, n_s – количество стрингеров, λ – фактор потери устойчивости.

Таблица 7

Укладки стрингерной защемленной панели при различных базисах

№ баз.	h , мм	Укладка	ε_i , %	λ
$q_x = -50$ кгс, $q_y = 0$, $L = 800$ мм, $B = 600$ мм, $h_s = 22$ мм, $n_s = 8$ мм.				
1	2,60	$[90 / 15 / (0)_8]_s$	0,094	1,11
2	2,34	$[30 / 0 / -30 / (0)_6]_s$	0,141	1,01
3	2,34	$[45 / (0)_8]_s$	0,123	1,03
4	2,34	$[60 / (0)_8]_s$	0,114	1,02
5	2,60	$[75 / (0)_8]_s$	0,094	1,12
$q_x = -50$ кгс, $q_y = -10$, $L = 800$ мм, $B = 600$ мм, $h_s = 22$ мм, $n_s = 8$ мм.				
1	3,64	$[(90)_4 / \pm 15 / (0)_8]_s$	0,064	1,05
2	3,64	$[(90)_4 / (0)_{10}]_s$	0,062	1,05
3	3,64	$[(90)_4 / (0)_{10}]_s$	0,062	1,05
4	3,64	$[(90)_4 / (0)_{10}]_s$	0,062	1,05
5	3,64	$[(90)_3 / 75 / (0)_{10}]_s$	0,062	1,06

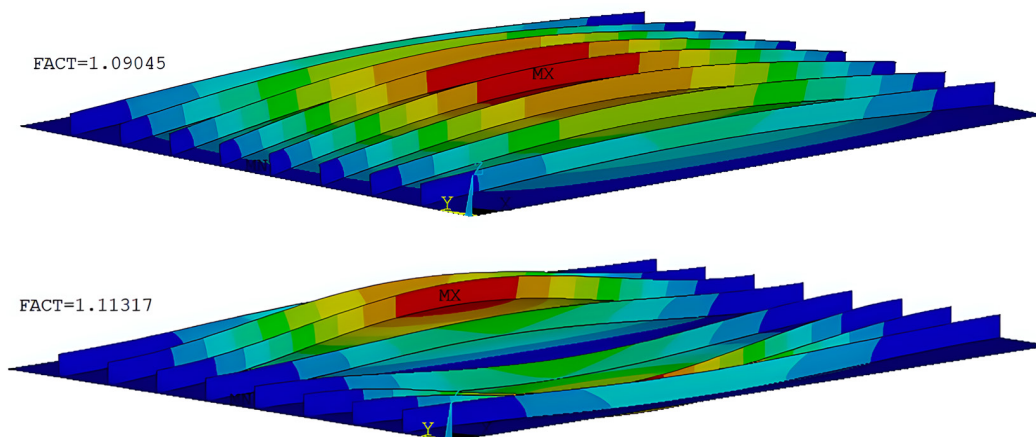


Рисунок 4. Собственные формы и факторы потери устойчивости для стрингерных панелей с параметрами $L = 800$ мм, $B = 600$ мм, $h_s = 22$ мм, $n_s = 8$ мм при нагрузке $q_1 = -50$ кгс, $q_2 = -10$, базис $\{ \pm 75^\circ; 90^\circ; 0^\circ \}$: а) опертая панель (сверху); б) защемленная панель (снизу)

Наибольшую мембранную жесткость дает базис $\{\pm 75^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$.

Заключение

В статье приведены шаги алгоритма выбора рациональных параметров неподкрепленных и стрингерных панелей из слоистого композита. Представлены результаты испытания образцов стрингерных панелей, разработанных с помощью АВРП, на несущую способность при сжатии. Полученное хорошее соответствие предельных нагрузок, определенных в эксперименте и с помощью конечно-элементного анализа, подтверждает эффективность АВРП.

Проведенное исследование влияния углов армирования слоев в укладке на толщину и мембранную жесткость панелей показало, что для рассмотренных параметров панелей и сочетаний нагрузок классический базис направлений $\{\pm 45^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$ дает наименьшие толщины панелей. При этом в большинстве случаев панели с укладками, содержащими углы $\pm 45^\circ$, оказываются и наименее жесткими. Применение базисов с углами $\pm 15^\circ$ и $\pm 75^\circ$ не эффективно с точки зрения толщины, однако если есть ограничение по мембранной жесткости, использование этих углов может дать преимущество до 70 %.

Список литературы

- [1] Дубовиков Е. А. Многоуровневый алгоритм оценки перспективных конструктивно-силовых схем композитных авиаконструкций. Дис... канд. техн. наук. Жуковский. 2017. 130 с.
- [2] Дудченко А. А. и Канчая Рохас Рауль Анхель. Рациональное проектирование конструкции отсека фюзеляжа из композиционных материалов // Конструкции из композиционных материалов. 2011, № 2. С. 21–34.
- [3] Морозов Н. А., Власов Ю. Л., Гаврилов А. А. Оптимизация параметров композитных обшивок сухих отсеков летательных аппаратов с помощью NASTRAN // Вестник Оренбургского государственного университета. 2015, № 9 (184), 2015. С. 164–169.
- [4] Грищенко С. В. Феноменологическая методика подбора рациональных параметров укладки слоев при проектировании панелей авиационных конструкций из слоистых полимерных композиционных материалов // Конструкции из композиционных материалов. 2019, № 4. С. 45–49.
- [5] Михайловский К. В., Барановски С. В. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 3. Выбор и обоснование оптимальных схем армирования силовых элементов // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2018. № 5. С. 75–84. doi: 10.18698/0536-1044-2018-5-75-84.
- [6] Максименко В. Н., Олегин И. П., Пустовой Н. В. Методы расчета на прочность и жесткость элементов конструкций из композитов: учебник. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2015. 424 с.
- [7] Киреев В. А., Казаков И. А. Выбор рациональных параметров композитных панелей крыла // Ученые записки ЦАГИ. 2023, № 3, Том LIV. С. 89–100.
- [8] Бадрухин Ю. И., Терехова Е. С. Рациональное проектирование тонкостенных несущих панелей из слоистого композита при комбинированном нагружении // Вестник Московского авиационного института. 2023, Т. 30, № 4. С. 130–139.
- [9] Бадрухин Ю. И., Терехова Е. С. Программное обеспечение по выбору оптимальной укладки монослоев в слоистых композитных панелях по условиям прочности и устойчивости. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023680522. Заявка № 2023669792 Дата государственной регистрации в Реестре программ для ЭВМ 02.10.2023.
- [10] Малинин Н. Н. Прикладная теория пластичности и ползучести. М.: Машиностроение, 1975. 400 с.
- [11] Тимошенко С. П. Устойчивость стержней пластин и оболочек. М: Наука, 1971. 808 с.
- [12] Ирисарри Ф., Бассир Д., Каррере Н., Мари Ж. Многоцелевая оптимизация последовательности слоев укладки конструкций из слоистого композита // Наука и техника композиционных материалов. Том 69, Июнь 2009. С. 983–990. DOI: 10.1016/j.compscitech.2009.01.011
- [13] Кун Л. М., Чжэн В., Ван С. Б. Влияние укладки и угла несоосности на механические свойства волокнисто-армированных стеклопластиков // Механика композиционных материалов. 2021. Т. 57, № 4. С. 783–796, DOI: 10.22364/mkm.57.4.12

DEPENDENCE OF THE THICKNESS OF LAMINATED LOAD-BEARING COMPOSITE PANELS ON THE FIBER ANGLES

Yu. I. Badrukhin, E. S. Terekhova

*FAE "S. A. Chaplygin Siberian Research Institute of Aviation"
Novosibirsk, The Russian Federation*

The designing of thin-walled panels made of laminated composites of minimal weight constrained by strength and buckling is difficult and time-consuming because buckling strongly depends on bending stiffness. This stiffness depends on the percentage of layers and position in layup. The Ration parameters selection algorithm for unsupported and stringer load-bearing panels made of laminated composite with minimal weight and constrained by strength and buckling is presented in this article. The analytical expressions to calculate critical load for unsupported and stringer composite panels under combined loading were obtained to increase the efficiency of the algorithm. Analytical expressions were verified by the finite element method. To validate the calculations, samples of stringer panels with various layups were developed. The samples of stringer panels were tested for buckling. The critical loads realized in tests and obtained by finite element analysis had good coincidence. These results make it possible to use the algorithm to select rational parameters to study the effect of various parameters on the masses of panels made of laminated composite. Layups for an unsupported and stringer panel with fiber angles 0° , $\pm 15^\circ$, $\pm 30^\circ$, $\pm 45^\circ$, $\pm 60^\circ$, $\pm 75^\circ$ and 90° by Ration parameters selection algorithm were obtained in the article.

Keywords: layered composites, buckling of composite panels, stringer panel, rational design, fiber angle.

References

- [1] Dubovikov E. A. A multilevel algorithm for evaluating promising structural and power schemes of composite aircraft structures. Dissertation for the degree of Candidate of Technical Sciences. Zhukovsky. 2017. 130 p.
- [2] Dudchenko A. A. and Kanchaya Rojas Raul Angel Rational design of the fuselage compartment structure made of composite materials, Structures made of composite materials, 2011, No. 2, pp. 21–34.
- [3] Morozov N. A., Vlasov Yu. L., Gavrilov A. A. Optimization of parameters of composite skins of dry compartments of aircraft using NASTRAN. Gazette of the Orenburg State University, 2015, № 9 (184), 2015. pp. 164–169.
- [4] Grishchenko S. V. Phenomenological method of selection of rational parameters of laying layers in the design of panels of aircraft structures made of layered polymer composite materials. Structures made of composite materials, 2019, No. 4, pp. 45–49.
- [5] Mikhailovsky K. V., Baranovsky S. V. Methods of designing a wing made of polymer composite materials based on parametric modeling. Part 3. Selection and justification of optimal reinforcement schemes for power elements // News of higher educational institutions. Mechanical engineering, 2018. No. 5. pp. 75–84. doi: 10.18698/0536-1044-2018-5-75-84
- [6] Maksimenko V. N., Olegin I. P., Pustovoy N. V. Methods for calculating the strength and stiffness of composite structural elements: textbook. – Novosibirsk: NSTU Publishing House, 2015. 424 p.
- [7] Kireev V. A., Kazakov I. A. The choice of rational parameters of composite wing panels. Scientific Notes of TsAGI, 2023, No. 3, Volume LIV, pp. 89–100.
- [8] Badrukhin Yu. I., Terekhova E. S. Rational design of thin-walled load-bearing panels made of laminated composite under combined loading. Gazette of the Moscow Aviation Institute, 2023, vol. 30, No. 4, pp. 130–139.
- [9] Badrukhin Yu. I., Terekhova E. S. Software for selection the optimal laying of monolayers in layered composite panels according to strength and stability conditions. Certificate of state registration of the computer program No. 2023680522. Application No. 2023669792 Date of state registration in the Register of computer programs 02.10.2023.
- [10] Malinin N. N. Applied theory of plasticity and creep. M.: Mechanical Engineering. 1975. 400 p.
- [11] Timoshenko S. P. Stability of rods of plates and shells. M: Science. 1971. 808 p.

- [12] François-Xavier Irisarri, David Hicham Bassir, Nicolas Carrere, Jean-François Maire “Multiobjective stacking sequence optimization for laminated composite structures”. Composite Science and Technology. Vol. 69, June 2009, PP. 983–990. DOI: 10.1016/j.compscitech.2009.01.011
- [13] Kun L. M., Zheng V., Wang S.B. The effect of stacking and misalignment angle on the mechanical properties of fiber-reinforced fiberglass. Mechanics of Composite Materials, vol. 57, No. 4, 2021, pp. 783–796, DOI: 10.22364/mkm.57.4.12

Сведения об авторах

Бадрухин Юрий Иванович – кандидат технических наук, главный научный сотрудник ФАУ «СибНИИ им. С. А. Чаплыгина». Окончил Новосибирский электротехнический институт в 1964 году. Область научных интересов: прочность и устойчивость авиационных конструкций, проектирование элементов авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов.

242

Терехова Елена Сергеевна – старший научный сотрудник ФАУ «СибНИИ им. С. А. Чаплыгина». Окончила Новосибирский государственный технический университет в 2012 году. Область научных интересов: проектирование элементов авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов.

ТОПОЛОГИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ПЛАСТИНЫ С ПРИМЕНЕНИЕМ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ

Ю. С. Селиванов^{1,2} ✉, К. А. Матвеев²

¹ФАУ «Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина»

г. Новосибирск, Российская Федерация

²ФГБОУ ВО «Новосибирский государственный технический университет»

г. Новосибирск, Российская Федерация

На данный момент существует множество методов топологической оптимизации, ставших классическими в том числе и в авиационной промышленности. Основными из них являются метод твердого изотропного материала с пенализацией, методы однонаправленной и двунаправленной эволюционной оптимизации и метод установления уровня. В работе представлена математическая постановка задачи топологической оптимизации как постановка задачи на условный экстремум. В качестве целевой функции выбрана функция средней податливости конструкции, ограничением являлось максимальное значение результирующего объема. Выполнено преобразование постановки задачи в постановку на безусловный экстремум, для этого использовался метод квадратичных штрафов. В работе представлен алгоритм, позволяющий применить современные методы машинного обучения и нейронные сети совместно с классическими методами топологической оптимизации. Алгоритм основан на репараметризации виртуальных плотностей параметрами нейронной сети, которые являются оптимизируемыми. В качестве алгоритма оптимизации непосредственно параметров нейронной сети использован метод адаптивной оценки моментов. В работе решены две классические задачи топологической оптимизации пластин, находящихся в плосконапряженном состоянии с различными граничными условиями, выполнено сравнение результатов с результатами, полученными другими авторами на аналогичных задачах с помощью классических методов топологической оптимизации.

Ключевые слова: топологическая оптимизация, нейронные сети, SIMP, BESO.

Введение

Проектирование конструкций, как правило, является последовательным процессом, разделенным на определенные этапы. После того как появляется необходимость в той или иной конструкции и определяется набор спецификаций и функциональных требований для этой конструкции, перед инженером ставится задача разработки концептуального проекта для предполагаемой конструкции таким образом, чтобы он удовлетворял всем ранее определенным спецификациям и требованиям, а также учитывал все технологические возможности для будущего изготовления. Процесс проектирования можно представить как четыре основные стадии [1]: формирование функциональных требований

к конструкции, концептуальное проектирование, оптимизация конструкции и ее детализация. Очевидно, что для силовых элементов конструкций летательных аппаратов центральными (и взаимно противоречивыми) являются ограничения по прочности и весу.

Методы топологической или структурной оптимизации получили свое более широкое распространение с развитием метода конечных элементов в 1960-х годах и продолжают свое совершенствование. Главными основоположниками и двигателями исследований в области оптимизации топологии, а в частности методов топологической оптимизации считаются датские исследователи Martin Philip Bendsoe и Ole Sigmund. Их главная и передовая на тот момент работа [2] охватила достаточно обширную область исследования. В ней достаточно подробно описываются методы, которые приме-

✉ u.s.selivanov@mail.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2024

няются до сих пор совместно с методом конечных элементов.

В качестве одного из относительно новых подходов является использование современных методов машинного и глубокого обучения. Авторы работы [3] применили методы машинного обучения для решения проблемы получения неосуществимых решений с помощью метода движущихся компонент. Проблема заключается в том, что с помощью данного метода есть вероятность получить решение, которое невозможно реализовать, для решения этой проблемы авторы предлагают использовать нейронную сеть для оптимизации параметров, использующихся методом движущихся компонент. В работе [4] предложен улучшенный эволюционный метод установления уровня. Суть данного подхода заключается в замене параметризации модели с помощью метода движущихся компонент на параметризацию в виде графа для увеличения скорости сходимости задачи путем уменьшения размерности задачи.

Одним из улучшений оптимизатора в целом является репараметризация задачи, которая заключается в том, что проектные переменные заменяются параметрами построенной нейронной сети, которые являются оптимизируемыми. В работе [5] используется сверточная нейронная сеть для получения оптимизированной топологии, далее вычисляются перемещения и происходит оптимизация параметров нейронной сети на основе целевой функции. Похожий подход использовали в работе [6], где при построении целевой функции учитывались физические данные в виде перемещений, что позволяет использовать нейронную сеть для решения задачи топологической оптимизации без отрыва от физической составляющей. Авторы работы [7] с помощью многослойной нейронной сети аппроксимируют пространственное поле плотностей. В работе [8] авторы также аппроксимируют поле виртуальных плотностей при помощи построенной нейронной сети и с ее же помощью вычисляют целевую функцию, на основе которой градиентными методами оптимизируются параметры нейронной сети. Этими же авторами в работе [9] реализовано решение задачи топологической оптимизации с применением усовершенствованного метода Фурье. А в работе [10] использовали эти результаты для решения задачи топологической оптимизации с использованием нескольких материалов, т.е. целью было получить оптимальную форму и в то же время подобрать самый оптимальный материал для этой формы.

1. Кратко о нейронных сетях

Нейронная сеть – это громадный распределенный параллельный процессор, состоящий из элементарных единиц обработки информации, накапливающих экспериментальные знания и предо-

ставляющих их для последующей обработки [11]. Единица обработки информации в нейронной сети называется нейрон. Он состоит из входных связей, каждая из которых имеет свой вес, из сумматора, который вычисляет взвешенную сумму входных сигналов, соответственно, а также имеет функцию активации. В математическом виде нейрон выглядит следующим образом:

$$S_k = \sum_{j=1}^m w_{kj} x_j. \quad (1)$$

$$y_k = \varphi(S_k + b_k). \quad (2)$$

Здесь w_{kj} – веса нейрона, x_j – входные сигналы, φ – функция активации, b_k – смещение нейрона, S_k – взвешенная сумма входных сигналов, y_k – выходной сигнал нейрона. Веса нейрона и его смещения называются параметрами нейронной сети. Простой пример нейронной сети показан на рисунке 1.

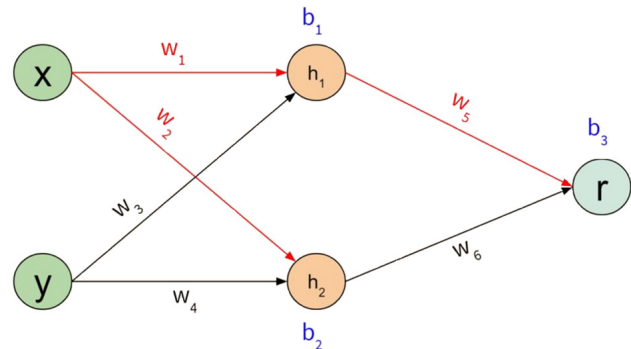


Рисунок 1. Простой пример нейронной сети

Работа нейронной сети на примере простой, показанной на рисунке 1, выглядит следующим образом: вначале входные данные (в данном примере это «x» и «y») подаются на вход нейронной сети, и рассчитывается взвешенная сумма входных сигналов и соответствующих смещений:

$$S_1 = w_1 \cdot x + w_3 \cdot y + b_1. \quad (3)$$

$$S_2 = w_2 \cdot x + w_4 \cdot y + b_2. \quad (4)$$

Каждая из получившихся сумм S подается в так называемую функцию активации:

$$h_1 = \text{func}(w_1 \cdot x + w_3 \cdot y + b_1). \quad (5)$$

$$h_2 = \text{func}(w_2 \cdot x + w_4 \cdot y + b_2). \quad (6)$$

Для следующего слоя операции повторяются, только входными данными теперь являются выходные данные предыдущего слоя:

$$r = \text{func}(w_5 \cdot h_1 + w_6 \cdot h_2 + b_3). \quad (7)$$

Таким образом, подавая на вход определенные данные, на выходе в зависимости от параметров сети (весов) получаем некоторые выходные данные.

Нейронные сети состоят из большого количества нейронов, которые объединяются в слои, а слои, соответственно, составляют нейронную сеть. Обучение нейронной сети может быть выполнено с учителем и без учителя, где в первом случае на основе ошибки между выходным и желаемым значением выполняется вычисление градиентов весов относительно входных значений, а во втором – градиенты вычисляются исходя из выходных значений нейронной сети. В ходе обучения нейронной сети происходит непосредственно оптимизация параметров нейронной сети таким образом, чтобы добиться необходимых выходных данных. В работе использована сеть, состоящая из 6 слоев, в 5 слоях находится по 20 нейронов, в 6-ом слое находится 1 нейрон. В последнем слое в качестве функции активации используется сигмоида (8), в остальных слоях используется функция LeakyReLU (линейный выпрямитель) (9). Также перед каждым слоем использовался слой для пакетной нормализации [12], позволяющий уменьшить чувствительность нейронной сети к начальным значениям весов, достигнуть более быстрой сходимости оптимизации. Таким образом, общее количество оптимизируемых параметров составило 1961. Веса нейронной сети задаются случайным образом с помощью метода Ксавье [13], смещения нейронов и параметры слоев нормализации задаются нулевыми значениями.

$$\sigma(x) = \frac{1}{1 + e^{-x}}. \quad (8)$$

$$F(x) = \begin{cases} ax, & x < 0 \\ x, & x \geq 0 \end{cases}. \quad (9)$$

Для программной реализации нейронных сетей существует много библиотек в открытом доступе, позволяющих строить большие нейронные. Одной из таких библиотек является PyTorch. Данная библиотека позволяет строить сети любого размера, а также предоставляет огромный инструментарий для их гибкой настройки. Также с помощью библиотеки возможно использовать любой из представленных оптимизаторов, в данной работе использован оптимизатор, основанный на алгоритме Adam [14]. Вычисление градиентов происходит с помощью реализованного алгоритма автоматического дифференцирования [15].

2. Постановка задачи

Постановка задачи топологической оптимизации в общем виде выглядит следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} \min_{\rho} C(\rho) \\ G_i(\rho) \leq 0, i = 1, \dots, M \\ 0 \leq \rho_i \leq 1, i = 1, \dots, N \end{aligned} \right\}. \quad (10)$$

Здесь ρ – оптимизируемые переменные, которые являются псевдоплотностью согласно методу SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization – метод твердого изотропного материала с пенализацией) [16], G_i – ограничения, наложенные на задачу. Звучит постановка задачи следующим образом: необходимо минимизировать целевую функцию при заданных ограничениях. Как правило, в задачах такого типа используется метод конечных элементов для дискретизации области оптимизации, следовательно, оптимизируемыми переменными являются псевдоплотности каждого конечного элемента. В качестве целевой функции могут выступать функции объема, максимальных напряжений, массы, податливости и жесткости. В данной работе в качестве целевой функции была выбрана средняя податливость конструкции, в качестве ограничений – ограничение на максимально возможный результирующий объем. Таким образом, постановка задачи (10) переписывается в следующем виде:

$$\left. \begin{aligned} \min_{\rho} C(\rho) &= \frac{1}{2} \cdot F^T \cdot U(\rho) \\ \sum_i v_i \rho_i \\ \frac{\quad}{V_0} - f &\leq 0 \\ 0 \leq \rho_i \leq 1, i &= 1, \dots, N \end{aligned} \right\}. \quad (11)$$

Здесь F – вектор приложенных нагрузок, U – вектор узловых перемещений, v – объем конечного элемента, V_0 – исходный объем конструкции, f – желаемая результирующая фракция объема. Для решения задачи оптимизации с помощью нейронных сетей преобразуем задачу на условный экстремум (11) в задачу на безусловный экстремум. Сделать это можно с помощью метода квадратичных штрафов [17]. Нормализуем целевую функцию и преобразуем в задачу на безусловный экстремум:

$$L(\omega, \alpha) = \frac{C}{C_0} + \alpha \left(\frac{\sum_i v_i \rho_i(\omega)}{V_0} - f \right)^2. \quad (12)$$

Здесь α – параметр штрафа, C_0 – начальная податливость.

3. Алгоритм

Алгоритм решения задачи топологической оптимизации плоской пластины при помощи нейронных сетей разделен на несколько этапов, его главная задача – репараметризовать существующие псевдоплотности и заменить их оптимизацию на оптимизацию непосредственно параметрами.

тров нейронной сети, что в конечном счете ведет к уменьшению пространства проектирования. Первый этап – вычисление псевдоплотностей $\rho(\omega)$ с помощью нейронной сети, где входными величинами являются координаты геометрических центров каждого из конечных элементов (аналогично примеру, показанному на рисунке 1). На основе полученных плотностей согласно методу SIMP [16] вычисляются эффективные модули упругости для каждого конечного элемента:

$$E_i = E_{\min} + \rho^p(\omega) \cdot (E_{\max} - E_{\min}). \quad (13)$$

На основе полученных модулей выполняется расчет конечно-элементной задачи и вычисление целевой функции (12). Следующим этапом идет так называемый обратный проход [11], в ходе которого вычисляются градиенты для каждого параметра нейронной сети:

$$\frac{\partial}{\partial \omega_i} L(\omega, \alpha) = \sum_e \frac{\partial L(\omega_i)}{\partial \rho_e} \frac{\partial \rho_e}{\partial \omega_i}. \quad (14)$$

Далее на основе вычисленных градиентов используются оптимизатор, реализующий алгоритм Adam [14], как было сказано ранее. В качестве критерия остановки был выбран расчет невязки

решения (15). В силу того, что решение может заранее сойтись, не достигнув минимума, критерий остановки должен быть стабилен, т.е. выполнен не менее 5 раз подряд, а также наложенные ограничения не должны иметь разницу больше 2,5 % от установленного.

$$\left| \frac{f(\rho^i) - f(\rho^{i-1})}{f(\rho^i)} \right| \leq \varepsilon; \quad \varepsilon = 0,005. \quad (15)$$

Блок-схема описанного алгоритма приведена на рисунке 2.

4. Результаты

Для демонстрации работы алгоритма были взяты 2 классические задачи топологической оптимизации, результаты оптимизации были сравнены с результатами, полученными в работах [18, 19]. Расчетная схема и характерные размеры для первой задачи показаны на рисунке 3, толщина пластины равна 1 мм. Пластина разбита четырехузловыми конечными элементами с размером грани 1 мм, в общем случае имеется 4000 конечных элементов. Максимальный модуль упругости используемого материала равен $E_{\max} = 1 \cdot 10^5$ МПа,

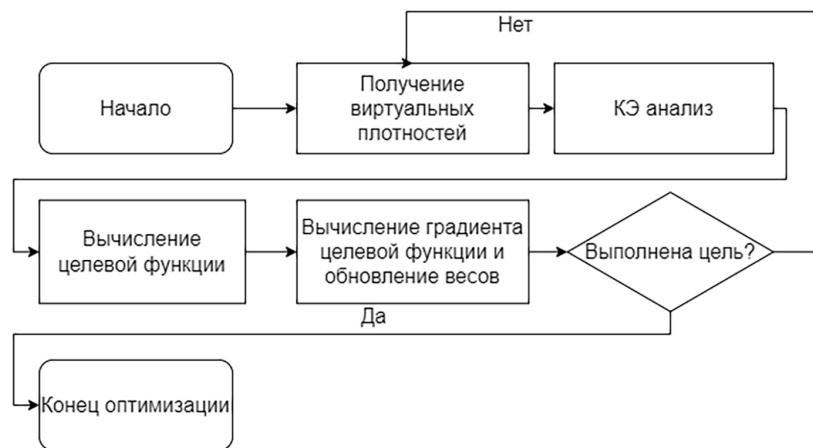


Рисунок 2. Блок-схема алгоритма топологической оптимизации

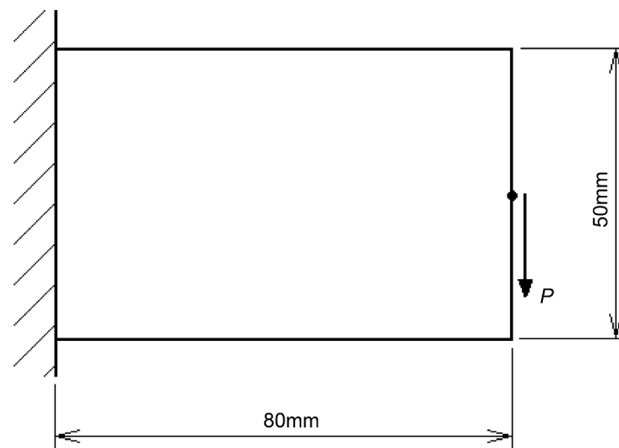


Рисунок 3. Расчетная схема для задачи оптимизации № 1

минимальный $E_{\max} = 0.001 \cdot 10^5$ МПа, коэффициент Пуассона равен 0,3, сила $P = 100$ Н. В качестве ограничения задан желаемый остаток от результирующего объема в 50 %. Штрафной параметр $p = 3$, согласно методу SIMP [16].

Расчетная схема и характерные размеры для второй задачи представлены на рисунке 4. Здесь $H=30$ мм, $L=180$ мм, толщина пластины 1 мм. Максимальный модуль упругости используемого материала равен $E_{\max} = 1$ МПа, минимальный $E_{\min} = 0.001$ МПа, коэффициент Пуассона равен 0,3, сила $P = 1$ Н. В качестве ограничения задан желаемый остаток от результирующего объема в 50 %. Штрафной параметр $p = 3$, согласно методу SIMP [16].

В работах [18, 19] используются аналогичные целевые функции (6), для сравнения были применены значения целевой функции, в качестве используемых методов в данных работах выступили методы SIMP и BESO (Bi-directional evolutionary topology optimization – метод двунаправленной эволюционной оптимизации) [16]. Максимальное количество итераций 200, остальные параметры для каждой задачи были выставлены аналогично приведенным в работах [18, 19]. В таблице 1 дано сравнение результатов в виде значений «чистой»

целевой функции средней податливости, полученных с помощью алгоритма, использующего нейронные сети, и результатов, полученных другими авторами.

На рисунке 5 изображены оптимальные формы для задачи 1, полученные авторами работы [18] – слева, с помощью алгоритма, применяющего нейронные сети, – справа, на рисунке 6 приведены результаты оптимизации, полученные в Ansys. На рисунке, представляющем результаты оптимизации с помощью нейронных сетей, «голубые» элементы являются пустотами (формальное отсутствие материала), «серые» элементы – результирующий материал.

На рисунках 7, 8 и 9 показаны промежуточные результаты оптимизации.

На рисунках 10 и 11 изображены графики сходимости целевой функции, а также наложенных ограничений.

На рисунке 12 приведены оптимальные формы для задачи 2, полученные авторами работы [19] – слева, с помощью алгоритма, применяющего нейронные сети, – справа. На рисунке 13 показаны результаты для задачи 2, полученные в Ansys.

На рисунках 14, 15 и 16 представлены промежуточные результаты оптимизации для задачи 2.

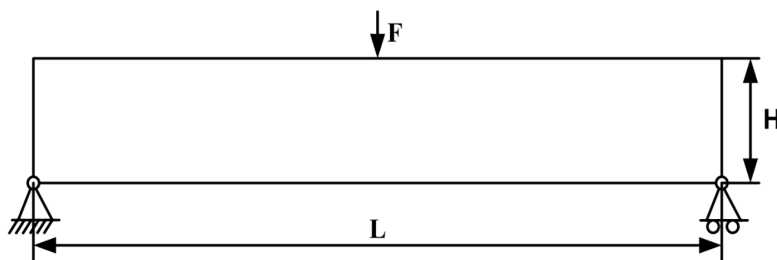


Рисунок 4. Расчетная схема для задачи оптимизации № 2

Сравнение результатов оптимизации

Таблица 1

Задача	Значение целевой функции, Н·мм			
	SIMP	BESO	Ansys	Нейронные сети
1	2,07	1,87	2,32	1,833
2	50,1154	47,1536	60,79	47,0611

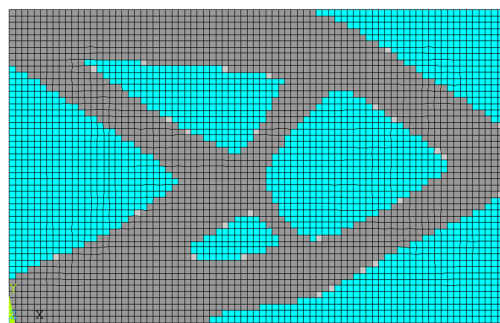
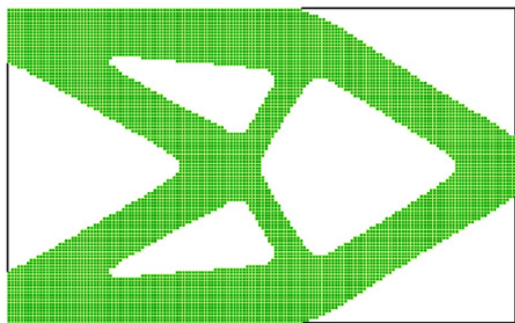


Рисунок 5. Результаты для задачи 1, полученные в работе [18] (слева) и с помощью нейронных сетей (справа)

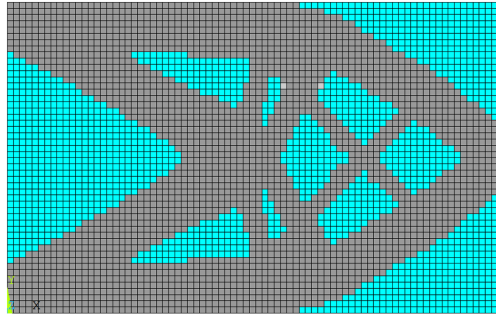


Рисунок 6. Результаты для задачи 1, полученные с помощью Ansys

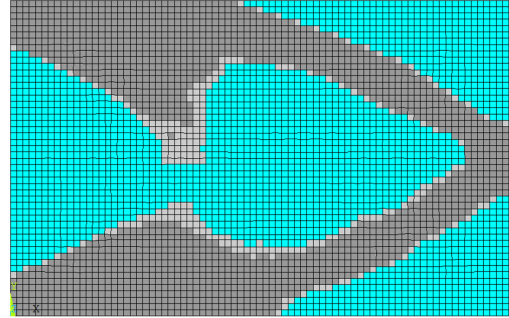
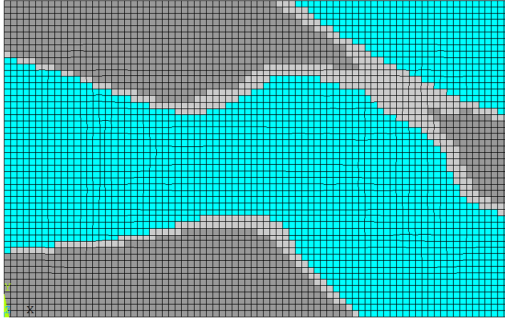


Рисунок 7. Результаты оптимизации для задачи 1 на 20 и 40 итерации

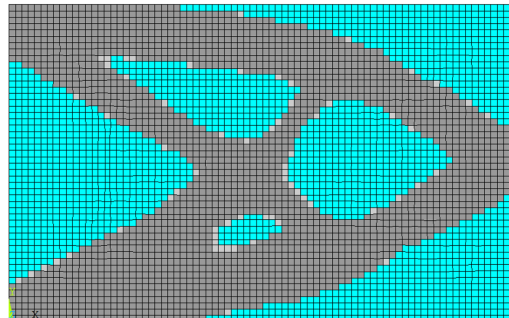
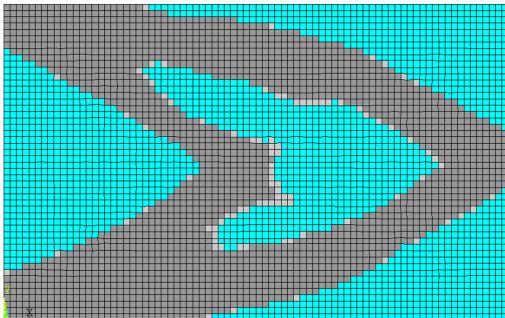


Рисунок 8. Результаты оптимизации для задачи 1 на 80 и 100 итерации

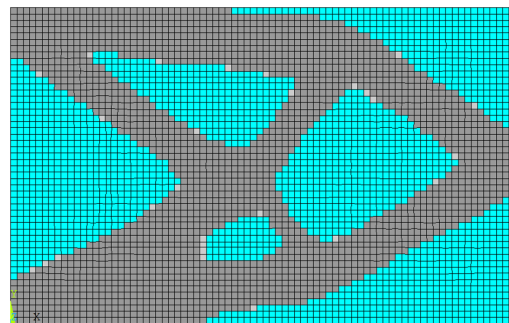
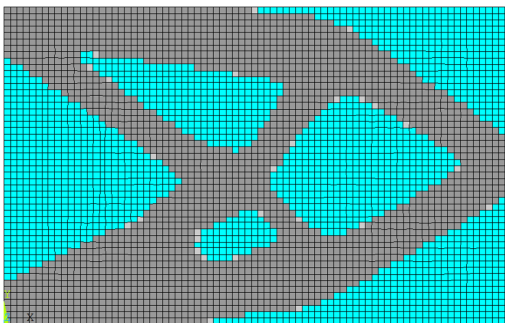


Рисунок 9. Результаты оптимизации для задачи 1 на 160 и 180 итерации

На рисунках 17 и 18 даны графики сходимости целевой функции, а также наложенных ограничений.

В работе [20] авторами также была выполнена оптимизация квадратной пластины размером 1 см с помощью нейронных сетей с использованием иного подхода. Граничными условиями задачи являлось защемление пластины с одной

стороны и сила, прикладываемая по кромке другой стороны. В силу отсутствия численных результатов в работе выполнено визуальное сравнение при силе, приложенной на координате 0,625 см по высоте правой кромки. На рисунке 19 показаны результат, полученный с помощью нейронной сети, и результат, представленный в работе [20].

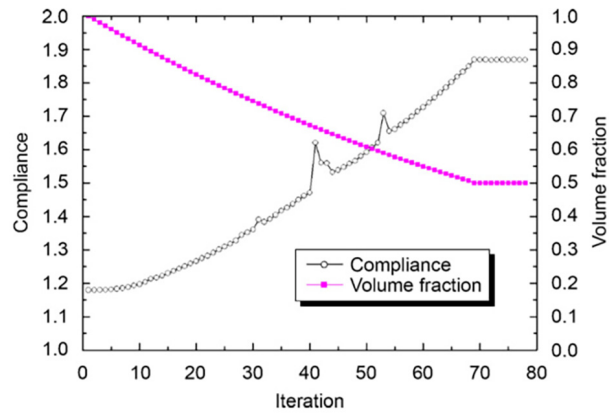


Рисунок 10. График сходимости решения, представленный в работе [18]

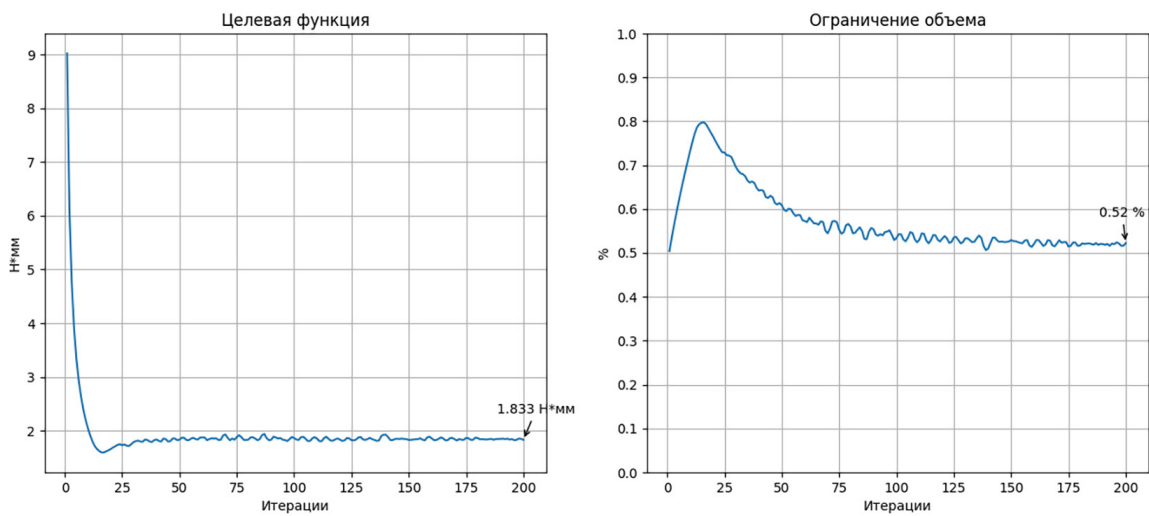


Рисунок 11. Графики сходимости решения, полученные с помощью алгоритма

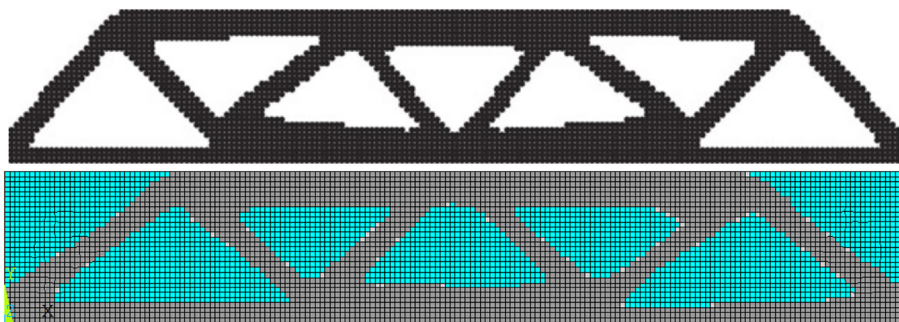


Рисунок 12. Результаты для задачи 2, полученные в работе [19] (сверху) и с помощью нейронных сетей (снизу)

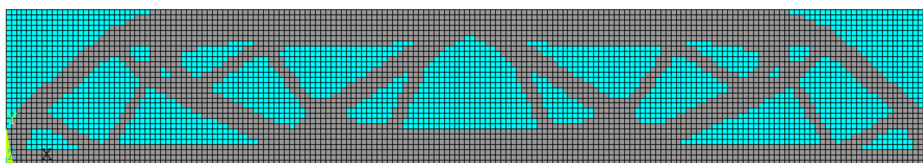


Рисунок 13. Результаты для задачи 2, полученные в Ansys

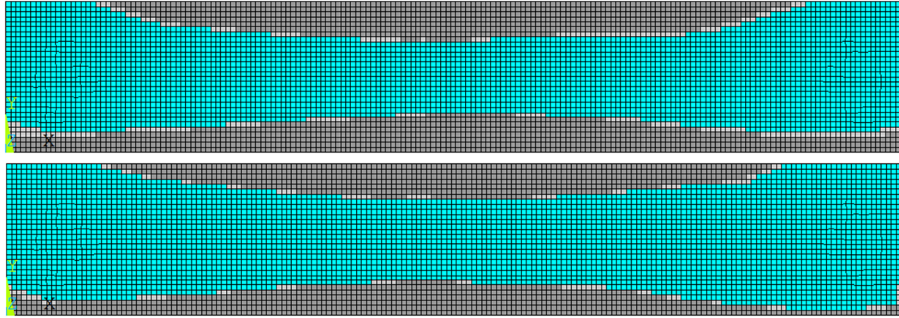


Рисунок 14. Результаты оптимизации для задачи 2 на 20 и 40 итерации

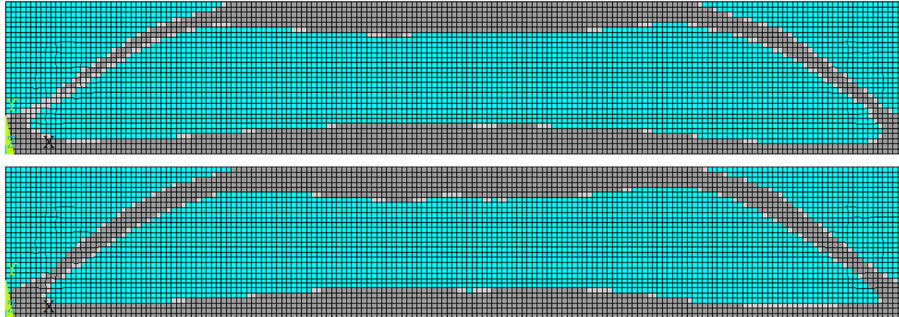


Рисунок 15. Результаты оптимизации для задачи 2 на 80 и 100 итерации

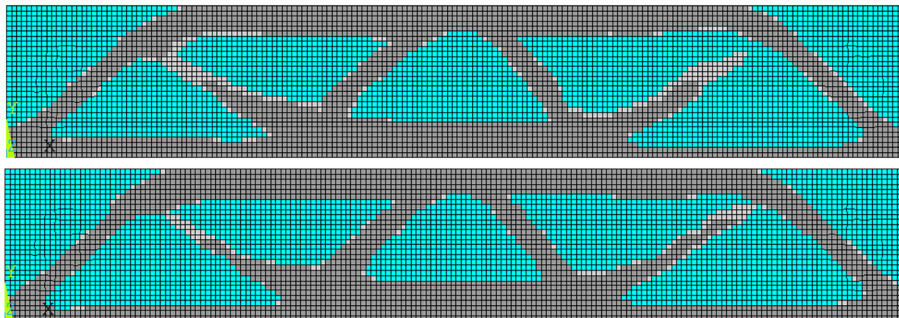


Рисунок 16. Результаты оптимизации для задачи 2 на 160 и 180 итерации

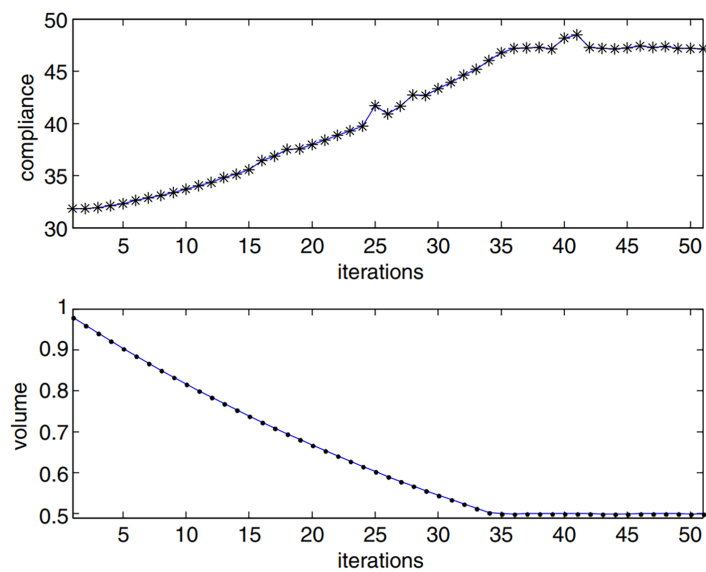


Рисунок 17. Графики сходимости решения, представленные в работе [19]

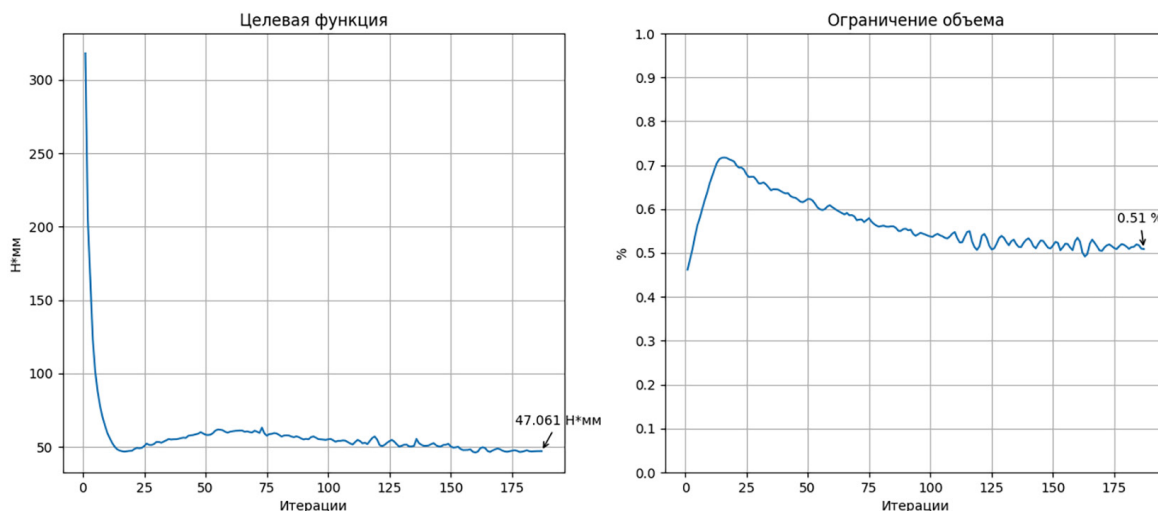


Рисунок 18. Графики сходимости решения, полученные с помощью алгоритма

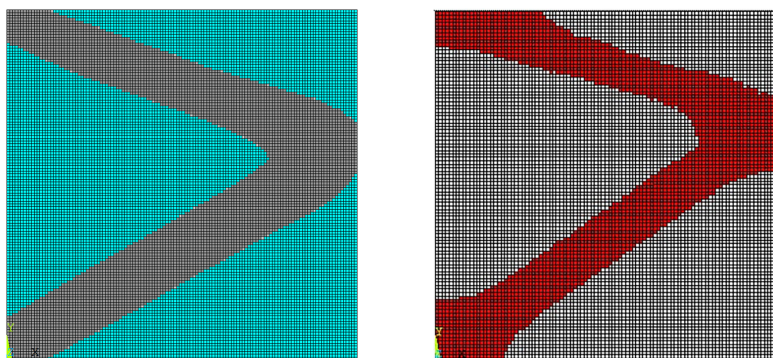


Рисунок 19. Результаты оптимизации с помощью нейронных сетей (слева) и полученный авторами работы [20] (справа)

Выводы

Итогом данной работы является разработанный алгоритм, позволяющий применять все вычислительные возможности и преимущества нейронных сетей. Они позволяют уменьшить пространство проектирования путем репараметризации псевдоплотностей, заменив их на параметры построенной нейронной сети. Продемонстрированы решения классических за-

дач топологической оптимизации путем минимизации средней податливости, результаты были сравнены с теми, что получены другими авторами для аналогичных задач. Из таблицы 1 видно, что значения целевой функции, полученные с помощью алгоритма, применяющего нейронные сети, ниже, чем аналогичные, полученные классическими методами. Также из рисунков 5 и 12 видно, что оптимальные формы отличаются от тех, что получены в работах [18, 19].

Список литературы

- [1] Кирш У. Структурная оптимизация – основы и приложения, Springer-Verlag, Берлин. 1993.
- [2] Бендсе М. П., Зигмунд О. Оптимизация топологии: теория, методы и приложения. Берлин: Springer, 2003. 370 с.
- [3] Лей, Х., Лю, С., Ду, З., Чжан, У. и Го, Х. Оптимизация топологии в режиме реального времени на основе машинного обучения в рамках платформы на основе подвижных изменяемых компонентов // Журнал прикладной механики. 2019. 86 (1), 011004.
- [4] Буйни М., Оулиг Н., Олхофер М., Дуддек Ф. Вариации топологии, основанные на обучении, в оптимизации топологии множества эволюционных уровней. Материалы конференции по генетическим и эволюционным вычислениям. 2018. С. 825–832.
- [5] Хойер С., Сол-Дикштейн Дж., Грейданус С. Нейронная репараметризация улучшает структурную оптимизацию. Препринт arXiv arXiv: 1909.04240. 2019.
- [6] Чжан З., Ли Ю., Чжоу У., Чен Х., Яо У. и Чжао Ю. TONR: Исследование нового способа сочетания нейронной сети с оптимизацией топологии // Компьютерные методы в прикладной механике и машиностроении. 2021a. 386, 114083.

- [7] Дэнг Х. и То А. С. Оптимизация топологии на основе глубокого обучения представлению (DRL) для обеспечения соответствия требованиям и проектирования с учетом ограничений по нагрузкам // Вычислительная механика. 2020. 66 (2), 449–469.
- [8] Чандрасекар А., Суреш К. TOuNN: Оптимизация топологии с использованием нейронных сетей. Структурная и междисциплинарная оптимизация. 2021. 63, 1135–1149.
- [9] Чандрасекар А., Суреш К. Управление масштабом длины при оптимизации топологии с использованием нейронных сетей с улучшением Фурье. Препринт arXiv arXiv: 2109.01861. 2021с.
- [10] Чандрасекар А., Суреш К. Оптимизация топологии множества материалов с использованием нейронных сетей. Автоматизированное проектирование. 2021. Том 136,
- [11] Хайкин С. Нейронные сети. Полный курс: пер. с англ. / С. Хайкин. – Изд. 2-е, испр. М.: Вильямс, 2018. 1103 с.
- [12] Иоффе С., Сегеди С. (2015) Пакетная нормализация: ускорение глубокого обучения сети за счет уменьшения внутреннего сдвига ковариат.
- [13] Глорот Х., Бенгио Ю. Понимание сложности обучения нейронных сетей с глубокой прямой связью. Материалы Тринадцатой Международной конференции по искусственному интеллекту и статистике, Сардиния, Италия, 13–15 мая 2010 г.; Том 9, стр. 249–256.
- [14] Кингма Д. П. и Ба Дж. “Adam: метод стохастической оптимизации”, препринт arXiv arXiv: 1412.6980, 2014.
- [15] Байдин Атилим Гюнес, Перлмуттер Барак, Радул Алексей Андреевич, Сискинд Джеффри «Автоматическое дифференцирование в машинном обучении: обзор» // Журнал исследований в области машинного обучения. 2018. 18. С. 1–43.
- [16] Зигмунд О., Маут К. Подходы к оптимизации топологии. Сравнительный обзор // Структурная и междисциплинарная оптимизация. 2013. Т. 48, № 6. С. 1031–1055.
- [17] Ночедал Дж., Райт С. Численная оптимизация, 2-е изд., Шпрингер, Нью-Йорк, Нью-Йорк, 2006.
- [18] Хуан Х., Се Ю. М. Конвергентные и не зависящие от сетки решения для двунаправленного эволюционного метода структурной оптимизации. Анализ конечных элементов. 2007. 43. С. 1039–1049.
- [19] Чжао Ф. Оптимизация топологии с помощью бессеточных аппроксимаций с переменной плотностью и метода БЕСО, Вычисл. Вспомогательный документ. 2014. 56. С. 1–10.
- [20] Авдонюшкин Д. В., Матвеева А. И., Новокшенов А. Д. Применение методов машинного обучения в задаче топологической оптимизации упругой пластины // Вестник ПНИПУ. Механика. 2023. № 3. С. 5-14.

TOPOLOGY OPTIMIZATION OF THE PLATE USING NEURAL NETWORKS

Yu. S. Selivanov^{1,2}, K. A. Matveev²

¹FAE “S. A. Chaplygin Siberian Research Institute of Aviation”

Novosibirsk, The Russian Federation

²Novosibirsk State Technical University

Novosibirsk, The Russian Federation

At the moment, there are many methods of topological optimization that have become classic, including in the aviation industry. The main ones are the method of solid isotropic material with Penalization (SIMP), methods of unidirectional and bidirectional evolutionary optimization (Evolutionary topology optimization and Bi-directional evolutionary topology optimization – ESO/BESO) and the LevelSet method. The paper presents a mathematical formulation of the topological optimization problem as a statement of the problem at a conditional extremum. The function of the average pliability of the structure was chosen as the target function, the maximum value of the resulting volume was the limitation. The transformation of the problem statement into an unconditional extremum statement was performed, for this the method of quadratic penalties was used. The paper presents an algorithm that allows you to apply modern machine learning methods and neural networks in conjunction with classical methods of topological optimization. The algorithm is based on the reparametrization of virtual densities by neural

network parameters, which are optimized. The method of adaptive moment estimation is used as an optimization algorithm directly by the parameter of the neural network. In this paper, two classical problems of topological optimization of plates in a plane-stressed state with different boundary conditions are solved, and the results are compared with the results obtained by other authors on similar problems using classical methods of topological optimization.

Keywords: topology optimization, neural networks, SIMP, BESO.

References

- [1] Kirsch U. Structural Optimization-Fundamentals and Applications, Springer-Verlag, Berlin. 1993.
- [2] Bendsoe M. P., Sigmund O. Topology optimization: theory, methods and applications. Berlin: Springer, 2003. 370 p.
- [3] Lei X., Liu C., Du Z., Zhang W. & Guo X. Machine learning driven real-time topology optimization under moving morphable component-based framework. Journal of Applied Mechanics, 2019. 86(1), 011004.
- [4] Bujny M., Aulig N., Olhofer M. & Duddeck F. Learning-based topology variation in evolutionary level set topology optimization. In Proceedings of the Genetic and Evolutionary Computation Conference, 2018. pp. 825–832.
- [5] Hoyer S., Sohl-Dickstein J. & Greydanus S. Neural reparameterization improves structural optimization. arXiv preprint arXiv:1909.04240. 2019.
- [6] Zhang Z., Li Y., Zhou W., Chen X., Yao W. & Zhao Y. TONR: An exploration for a novel way combining neural network with topology optimization. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2021a. 386, 114083.
- [7] Deng H. & To A. C. Topology optimization based on deep representation learning (DRL) for compliance and stress-constrained design. Computational Mechanics, 2020. 66(2), 449–469.
- [8] Chandrasekhar A., Suresh K. TOuNN: Topology Optimization using Neural Networks. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2021. 63, 1135–1149.
- [9] Chandrasekhar A. & Suresh K. Length scale control in topology optimization using Fourier enhanced neural networks. arXiv preprint arXiv:2109.01861. 2021c.
- [10] Chandrasekhar A., Suresh K. Multi-Material Topology Optimization Using Neural Networks. Computer-Aided Design, 2021. Vol 136.
- [11] Haikin S. Neural networks. The full course: translated from English / S. Khaykin. 2nd edition, ispr. M.: Williams, 2018. 1103 p.
- [12] Ioffe S., Szegedy C. Batch normalization: Accelerating deep network training by reducing internal covariate shift. 2015.
- [13] Glorot X., Bengio Y. Understanding the difficulty of training deep feedforward neural networks. In Proceedings of the Thirteenth International Conference on Artificial Intelligence and Statistics, Sardinia, Italy, 13–15 May 2010. Vol. 9, pp. 249–256.
- [14] Kingma D.P. and Ba J. “Adam: A method for stochastic optimization,” arXiv preprint arXiv:1412.6980, 2014.
- [15] Baydin Atilim Gunes, Pearlmutter Barak, Radul Alexey Andreyevich, Siskind Jeffrey. “Automatic differentiation in machine learning: a survey”. Journal of Machine Learning Research. 2018.18, pp. 1–43.
- [16] Sigmund O., Maute K. Topology optimization approaches. A comparative review // Structural and Multidisciplinary Optimization. 2013. Vol. 48, no. 6, pp. 1031–1055.
- [17] Nocedal J. and Wright S., Numerical Optimization, 2nd ed., Springer, New York, NY, 2006.
- [18] Huang X., Xie Y.M. Convergent and mesh-independent solutions for the bi-directional evolutionary structural optimization method. Finite Elem Anal Des. 2007. 43, pp. 1039–1049.
- [19] Zhao F. Topology optimization with meshless density variable approximations and BESO method, Comput. Aided Des. 56, 2014. pp. 1–10.
- [20] Avdonyushkin D.V., Matveeva A.I., Novokshenov A.D. Machine learning method in elastic plate topology optimization problems. PNRPU Mechanics Bulletin, 2023, no. 3, pp. 5–14.

Сведения об авторах

Селиванов Юрий Сергеевич – аспирант кафедры ПЛА, НГТУ, инженер 2-й категории ФАУ «СибНИИ им. С.А. Чаплыгина». Окончил НГТУ в 2022 году, квалификация «магистр». Область научных интересов: авиационная техника, численные методы решения задач механики и оптимизации.

Матвеев Константин Александрович – доктор технических наук, профессор НГТУ. Окончил НЭТИ в 1970 году. Область научных интересов: авиационная и космическая техника, математические модели механики твердого деформируемого тела.

ИССЛЕДОВАНИЕ И ИСПЫТАНИЯ НИЗКОТЕМПЕРАТУРНОГО ЭМИССИОННОГО МАТЕРИАЛА ДЛЯ КАТОДА-КОМПЕНСАТОРА СТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ

И. Ю. Пономарев¹, Е. А. Богданова^{1,2}✉,
С. В. Олотин¹, М. С. Кожикин¹, А. В. Наседкин¹

¹Акционерное общество
«Опытное конструкторское бюро «Факел»
г. Калининград, Российская Федерация

²Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)
г. Москва, Российская Федерация

С целью снижения мощности, затрачиваемой на работу катода-компенсатора стационарного плазменного двигателя, был изготовлен и испытан низкотемпературный эмиттер. В представленной статье описан мотивированный выбор материала, технологии изготовления и принцип работы оксидных катодных материалов. Предлагаемый подход к изготовлению образцов эмиттера включал ряд технологических операций: подготовку исходных компонентов порошковой смеси, прессование партии заготовок, термическую обработку в специальных условиях, а также механическую обработку для придания заготовкам формы, требуемой для проведения испытаний. В статье подробно описано разработанное технологическое оснащение, используемое для измерения эмиссионных свойств полученных эмиттеров. Исследование образцов рентгеноспектральными методами показало равномерность распределения эмиссионно-активных компонентов. Методами металлографии и сканирующей электронной микроскопии была исследована морфология поверхности, оценена равномерность распределения пор. Определение эмиссионных свойств полученных эмиттеров проводилось на вакуумном стенде в условиях, близких к утвержденным для серийной продукции предприятия. В рамках проведения испытаний была определена функциональная зависимость температуры эмиттера от мощности нагрева, измерены значения термоэмиссионного тока при фиксированных значениях мощности нагревателя, затем получены зависимости эмиссионного тока от температуры.

Ключевые слова: низкотемпературный эмиттер, оксидно-никелевый катодный материал, эмиттер для стационарного плазменного двигателя.

Введение

В двигательных установках космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли применяются стационарные плазменные двигатели (СПД). Ответственным узлом в конструкции СПД является катод-компенсатор, характеристики которого определяются типом и материалом эмиттера. В серийных изделиях применяются эмиттеры из гексаборида лантана, температура эксплуатации которого составляет от 1600 до 2000 °С [1]. Для достижения указанных температур затрачивается значительная часть требуемой для работы двигателя

мощности. На сегодняшний день стоит задача разработки полого катода, который должен обеспечивать малое энергопотребление при токе разряда до 1 А.

Высокие температуры работы эмиттера ведут к усложнению конструкции катода, связанному с тепловой схемой, изготовлением деталей катодного узла из тугоплавких материалов, применением специальных барьерных покрытий и т.д. Применение низкотемпературного эмиттера позволит снизить энергопотребление катода и двигателя в целом, использовать конструкционные материалы с пониженной температурой плавления, упростить технологические процессы изготовления и сборки.

Кроме пониженной температуры эксплуатации требуется обеспечить механическую обрабатываемость

✉ catkuzmenko@yandex.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2024

мость эмиттера, длительный ресурс работы и стабильные рабочие характеристики, которые в том числе связаны с однородностью распределения эмиссионно-активного компонента по всему объему и его транспортом из объема к поверхности.

1. Обзор литературы

В [2] представлен список полых катодов с указанными значениями тока разряда, материала эмиттера, разработчиками; в комментариях также описана применяемость, если таковая была достигнута. Так, низкотемпературные эмиттеры в лётных образцах двигателей преимущественно изготавливают из пористого вольфрама, пропитанного соединениями бария и другими эмиссионно-активными компонентами [3–6].

Традиционно в качестве эмиссионных материалов применяются оксиды щелочноземельных металлов, таких как оксид бария, кальция, стронция и т.д., в качестве матрицы – вольфрам, никель, их сплавы, молибден, рений и др., которые обеспечивают высокую теплопроводность [7, 8]. Так, в 50-х годах 20 века был разработан и запатентован оксидно-никелевый прессованный катод для использования в электронных вакуумных приборах [9], где основным функциональным компонентом является оксид бария в виде кристаллитов, сформированных в процессе активации катода. Эмиссия при этом определяется концентрацией кислородных вакансий на поверхности оксида бария и влиянием других компонентов [10, 11]. Предполагается, что металлическая матрица может выполнять функции катализатора разложения карбонатов и сорбента кислорода. Кислород, сорбированный металлом, формирует кислородные вакансии в кристаллитах оксида бария [12].

Важное значение имеет пространственная структура материала эмиттера. В таблице 1 представлены значения работ выхода различных металлов и соединений, использующихся в процессах изготовления и работы оксидно-никелевых катодных материалов. Из приведённых в таблице 1 данных следует, что пористая структура материалов ведет к пониженным значениям работы выхода. Также важным фактором для снижения работы выхода катодного материала является образование гомогенного твердого раствора из смеси карбонатов щелочноземельных металлов при изготовлении эмиттера.

Характеристикой материала эмиттера, определяющей его эксплуатационные качества, является рабочая температура, при которой значение тока термоэлектронной эмиссии принимает требуемые значения. Данные о плотности эмиссионного тока и длительности работы при разных температурах прессованного оксидно-никелевого катода приведены в таблице 2 [7].

Исходя из вышеприведённых данных, можно сделать вывод о том, что, обладая низкой работой выхода при относительно невысоких температурах, оксидно-никелевые катодные материалы обеспечивают достаточно высокую плотность эмиссионного тока.

В практической части работы будет описано получение оксидно-никелевого эмиттера, его исследований, подготовка средств технологического оснащения для проведения испытаний, непосредственно испытания и анализ полученных данных.

2. Материалы и методы

Для изготовления лабораторных образцов низкотемпературного эмиттера был выбран никель ПНК-ОТ2 ГОСТ 9722–97 в качестве материала ме-

Таблица 1
Энергетически-эмиссионные характеристики металлов и соединений, используемых при производстве оксидно-никелевых катодов [13]

Элемент, соединение, металл	Работа выхода, эВ	Примечание
Ni	4,5	
Ba	2,49	
Sr	2,35	
Ca	2,8	
BaO	1,57–1,63	Толстый пористый слой
BaO	1,6–2,0	Плётка
SrO	1,65–1,75	Толстый пористый слой
SrO	2,2	Плётка
CaO	2,1–2,2	Толстый пористый слой
(BaSrCa)O	1,45	Твёрдый раствор
BaO + SrO + CaO	1,92	Смесь оксидов
Оксидно-никелевый катод	1,8	при T = 1150 К

Таблица 2

Свойства катода состава 70–90 % порошка Ni и 10–30 % карбонатов щелочноземельных металлов

Рабочая температура, К	Плотность тока, А/см ²	Срок службы, ч	Режим отбора тока
1120–1170	0,5	5 000	Постоянный
1110	1,0	10 000	Постоянный
1120	0,5	5 000	Постоянный
1170	10,0	600	Импульсный
1120	0,5	5 000	Постоянный
1270	1,0	5 000	Постоянный
1340	3,0	5 000	Постоянный

256

таллической матрицы и тройной карбонат щелочноземельных металлов, а именно бария, кальция, стронция, для обеспечения эмиссионной активности. Порошок никеля предварительно промывали, сушили и отжигали с целью повышения пластичности для последующего формования.

Порошки карбонатов щелочноземельных металлов также предварительно сушили и отжигали, затем перемешивали с порошком никеля, используя мельницу барабанного типа с малой загрузкой размольных тел. Прессование заготовок осуществляли с помощью специальной оснастки без добавления пластификаторов на гидравлическом прессе Сорокин 7.20 с удельным усилием в несколько тонн. Внешний вид прессованных заготовок представлен на рисунке 1а.

Для осуществления спекания прессованных заготовок была спроектирована и изготовлена реакторная печь (рисунок 2), позволяющая вести процесс в газовой среде. Спекание проводили при высоких температурах в атмосфере водорода, для контроля температуры использовалась термопара, установленная в реактор. Затем заготовки подвергали механической обработке на токарном станке, обезжировали и отжигали в вакууме для улучшения распределения эмиссионно-активных компонентов на поверхности [12], вид полученных образцов представлен на рисунке 1б.

Полученные образцы эмиттеров исследовали с помощью сканирующего электронного микроскопа JSM-6610 JEOL, картирование по элементам было получено с помощью приставки энергодисперсионного анализатора. Данные по элементному составу поверхности до и после испытаний на стенде были получены на рентгенофлуоресцентном спектрометре EDX-8000.

Металлографическое исследование поверхности образцов выполняли с помощью металлографического микроскопа Altami MET 1С с цифровой камерой Levenhuk M1400 PLUS, для выявления контрастности исследуемых областей с различной степенью поглощения и отражения света использовался точечный источник света, направленный под разными углами. Шлифы подготавливали следующим образом: полученные образцы помещали в заливочную силиконовую форму и заливали эпоксидной смолой для холодной заливки ClaroCit с целью формирования шайб. В дальнейшем шайбы помещались в шлифовально-полировочный станок Struers TegraPol-11 и шлифовались на алмазных дисках с зернистостью P80, P220, P1200.

Для проведения измерения эмиссионного тока образцов оксидно-никелевого эмиттера была изготовлена специальная оснастка (рисунок 3), представляющая собой опору с перфорированной

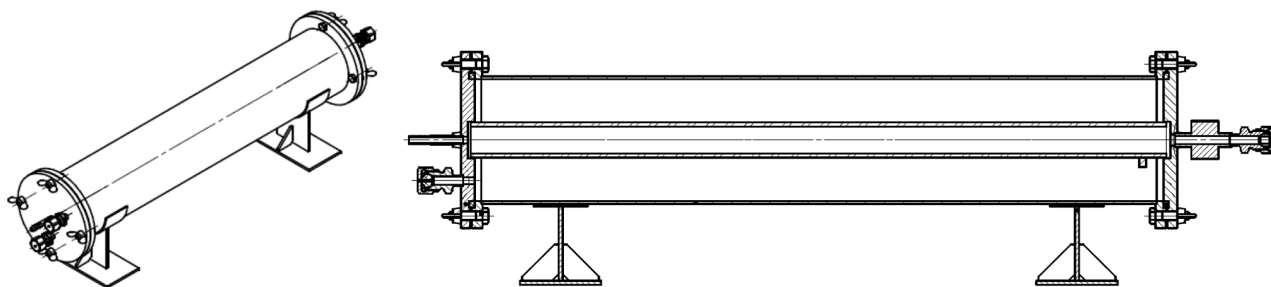


а



б

Рисунок 1. Внешний вид спрессованных заготовок:
а – после механической обработки; б – вакуумного отжига



а б
Рисунок 2. Внешний вид реактора для термообработки эмиссионных материалов

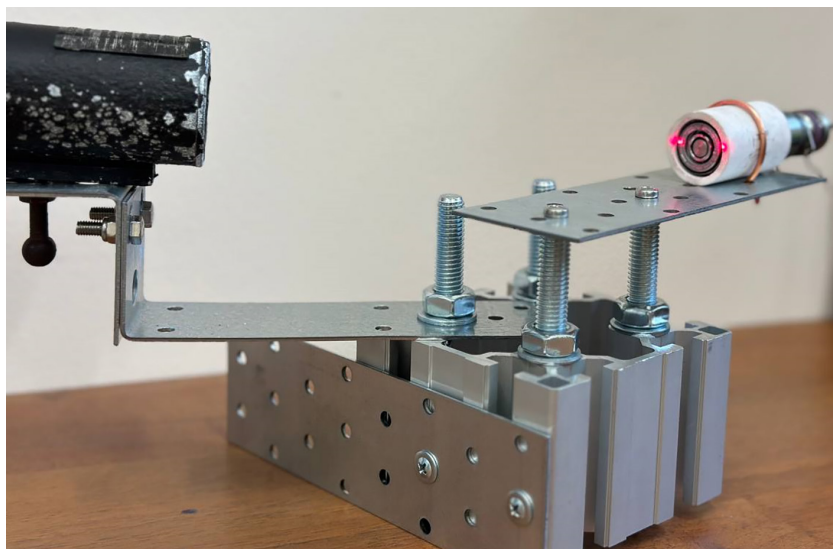


Рисунок 3. Оснастка для измерения эмиссионного тока

пластиной, на которой смонтированы кронштейн-держатель для датчика пирометра и керамическая трубка. В керамическую трубку установлен спиральный нагреватель в корпусе от разуконплектованного серийного катода. Между корпусом катода и керамической трубкой установлены листы молибденовой фольги, выполняющие роль тепловых экранов. В нагреватель установлена втулка с посадочным местом для эмиттера цилиндрической формы. К противоположной от места установки эмиттера торцевой поверхности втулки приварен молибденовый пруток, который через керамическую вставку выведен за пределы корпуса для подключения катодного электрода.

Измерение температуры проводилось с помощью пирометра «Кельвин АРТО 1500». Диапазон измерения температуры этого пирометра составляет 500–1500 °С. Коэффициент эмиссии для пирометра φ был установлен 0,75 (точное значение коэффициента эмиссии для оксидно-никелевого эмиссионного материала неизвестно, значение 0,75 было выбрано из диапазона 0,6–0,8, характерного для неполированных металлических поверхностей). Датчик пирометра был установлен на кронштейн перпендикулярно к плоскости торца эмиттера таким образом, чтобы его ось совпала с центром торцевой поверхности эмиттера.

Область измерения температуры на данном расстоянии равна окружности диаметром 3 мм.

Оснастка с эмиттером была установлена в вакуумный стенд для проведения измерений температуры эмиттера и эмиссионного тока. Измерительная схема эмиссионного тока представлена на рисунке 4 и соответствует схеме, ко-

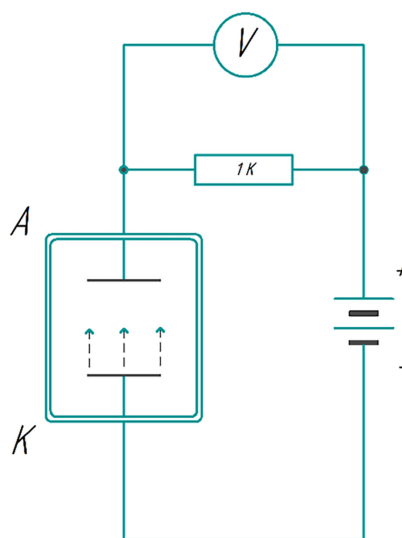


Рисунок 4. Схема измерения термоэмиссионного тока

торую используют при проведении испытаний катодных узлов для серийных изделий.

В этой диодной схеме значение тока термоэмиссии рассчитывается по падению напряжения на измерительном шунте.

3. Результаты и обсуждения

По описанной методике были изготовлены, исследованы и испытаны образцы эмиттеров. На рисунке 5 и рисунке 6а представлен внешний вид поверхности изготовленного образца, полученный с помощью сканирующего электронного микроскопа (рисунки 5а, 6а), а также с помощью металлографического (рисунок 6б).

На исследуемых поверхностях наблюдается развитая пористая поверхность, отсутствуют явные дефекты и примесные фазы. Величина пористости материала, которая обуславливает возможность качественной механической обработки, была определена расчетно для полученных образцов и составила порядка 30,4 %, значение согласуется с литературными данными [14, 15].

Картирование по элементам изображено на рисунке 6. Распределение эмиссионно-активных компонентов можно оценить как равномерное, тем не менее наблюдаются участки с повышенным содержанием соединения кальция, что может быть связано с недостаточным качеством перемешивания карбонатов на этапе подготовки материалов.

После проведения исследования образцов оксидно-никелевого эмиттера проводили ряд испытаний для определения эмиссионных и температурных характеристик.

В связи с необходимостью активировать полученный эмиттер при первом включении на нагреватель была подана максимальная мощность, а именно 100 Вт.

Так как оснастка для испытаний образцов эмиттера не позволяет определять одновременно и температуру, и значение эмиссионного тока,

то данные получали последовательно: измерение температуры, определение зависимости температуры эмиттера от мощности нагревателя, измерение эмиссионного тока, расчет температуры эмиттера по зависимости эмиссионного тока от мощности нагревателя.

По данным таблицы 3 была построена функциональная зависимость температуры эмиттера от мощности нагревателя, представленная на рисунке 7. Была выполнена аппроксимация, в результате чего получено следующее логарифмическое выражение:

$$T = 317 \times \ln(P_{\text{н.}}) - 298.$$

Были выполнены измерения значений термоэмиссионного тока при фиксированных значениях мощности нагревателя. Данные измерений тока с расчётом температуры эмиттера и плотности тока термоэмиссии сведены в таблицу 4. Удельная плотность тока термоэмиссии была рассчитана по формуле:

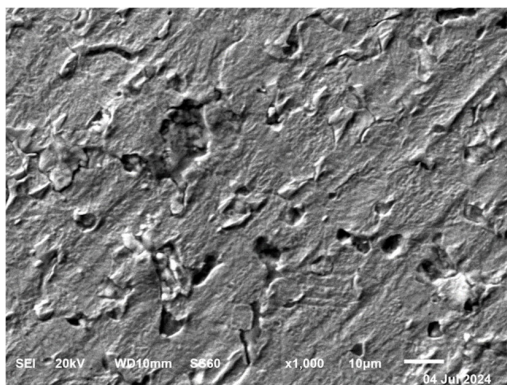
$$i_3 = \frac{I_3}{S_K} \left[\frac{\text{A}}{\text{см}^2} \right],$$

где I_3 – измеренное значение тока термоэмиссии, S_K – площадь торцевой поверхности эмиттера.

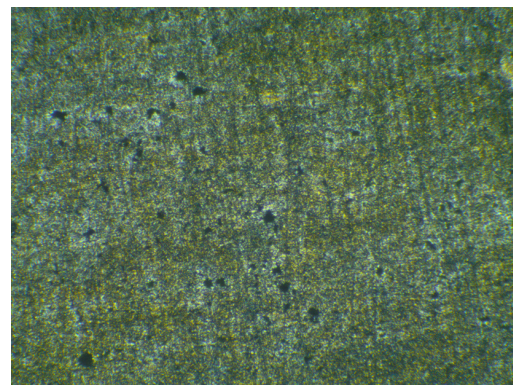
В графическом виде полученные зависимости эмиссионного тока от температуры представлены на рисунках 8 и 9.

Полученные температурные зависимости термоэмиссионного тока отличаются в большую сторону на 100–150 °С по сравнению с литературными данными (таблица 2). Это может быть связано с некорректно выбранным коэффициентом эмиссии ϕ для пирометра, что и привело к погрешности измерения (если значение коэффициента эмиссии ϕ ниже истинного значения для данного материала, то результаты измерения температуры будут завышены).

После завершения испытаний эмиттер был извлечён из оснастки с целью выполнения дополнительных исследований.



а



б

Рисунок 5. Внешний вид поверхности эмиттера: а – со съемки СЭМ; б – металлографического микроскопа

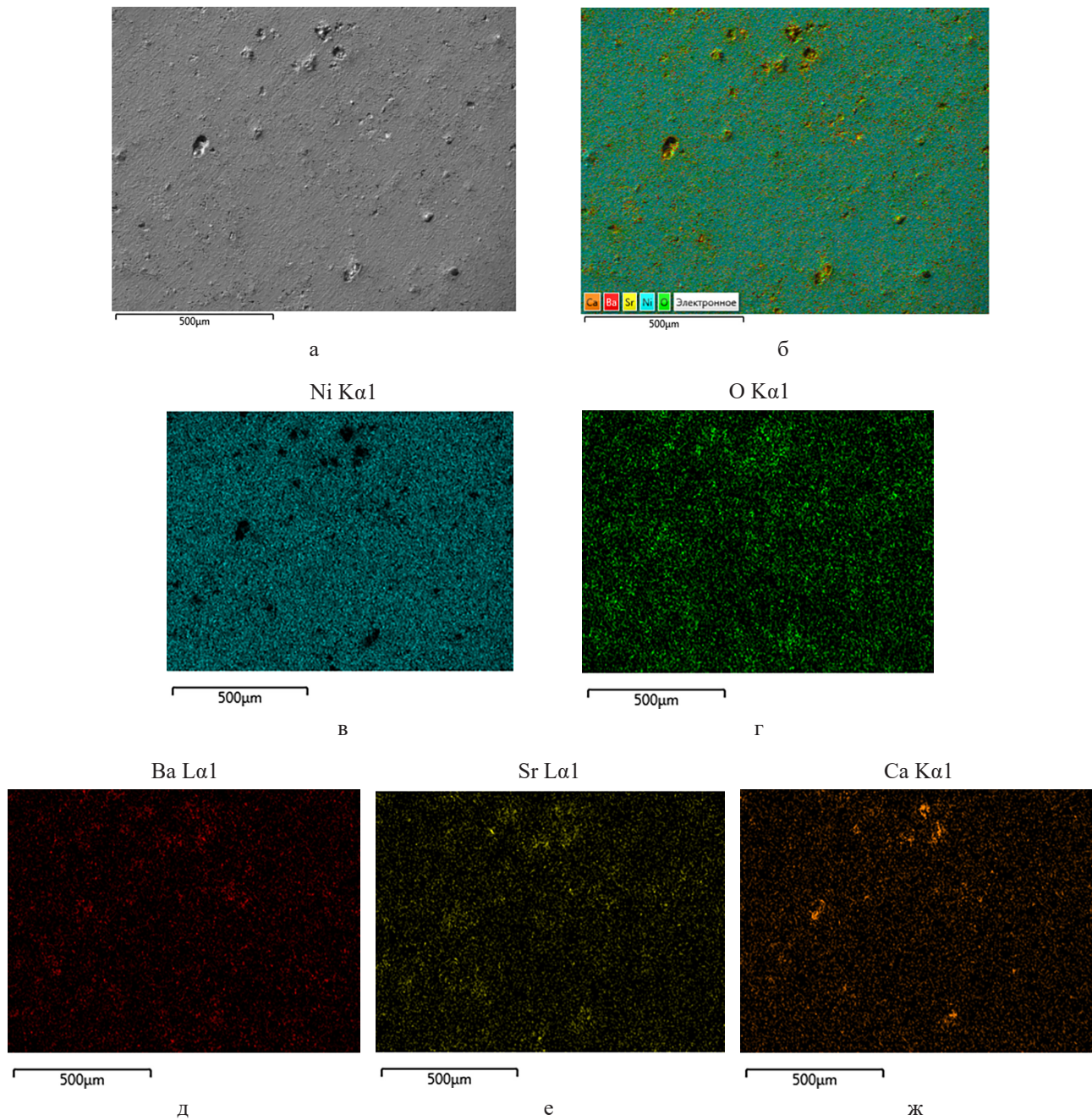


Рисунок 6. а – внешний вид образца эмиттера; б – картирование поверхности по элементам; в – распределение Ni; г – O; д – Ba; е – Sr; ж – Ca

Таблица 3

Зависимость температуры от мощности нагревателя для оксидно-никелевого эмиттера

U _{нагр.} , В	I _{нагр.} , А	P _{нагр.} , Вт	T _э , С°
2,98	8,0	24	690
3,58	9,0	32	818
4,15	10,0	42	896
4,74	11,0	52	955
5,35	12,0	64	1012
5,96	13,0	77	1075
6,63	14,0	93	1140

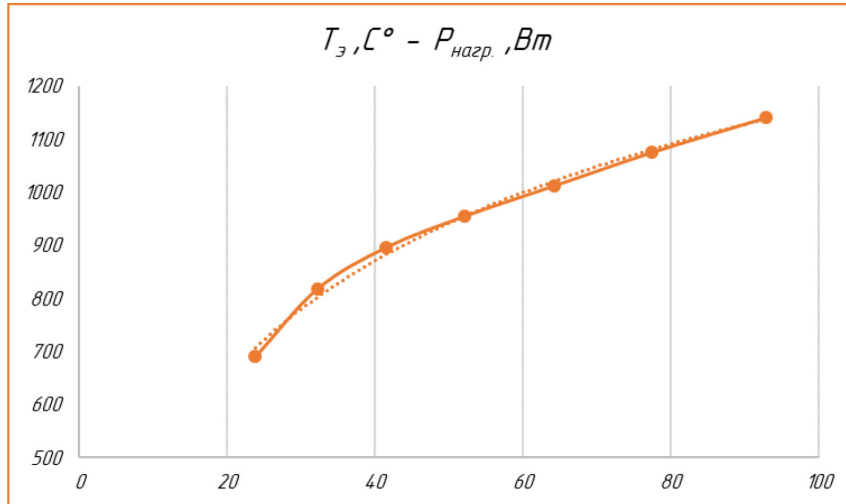


Рисунок 7. График зависимости температуры эмиттера от мощности нагревателя

Таблица 4

Зависимость тока термоэмиссии от температуры для оксидно-никелевого эмиттера

U _{нагр.} , В	I _{нагр.} , А	P _{нагр.} , Вт	T _э , C°	I _э , А	i _э , А/см ²
4,0	10,0	40	872	0,0097	0,00
5,72	14,0	80	1091	0,118	0,27
5,76	14,1	81	1095	0,129	0,29
5,82	14,2	83	1101	0,135	0,31
5,88	14,3	84	1106	0,146	0,33
5,95	14,4	86	1112	0,158	0,36
6,02	14,5	87	1118	0,174	0,39
6,09	14,6	89	1124	0,191	0,43
6,51	14,7	96	1147	0,242	0,55
6,80	15,0	102	1168	0,301	0,68

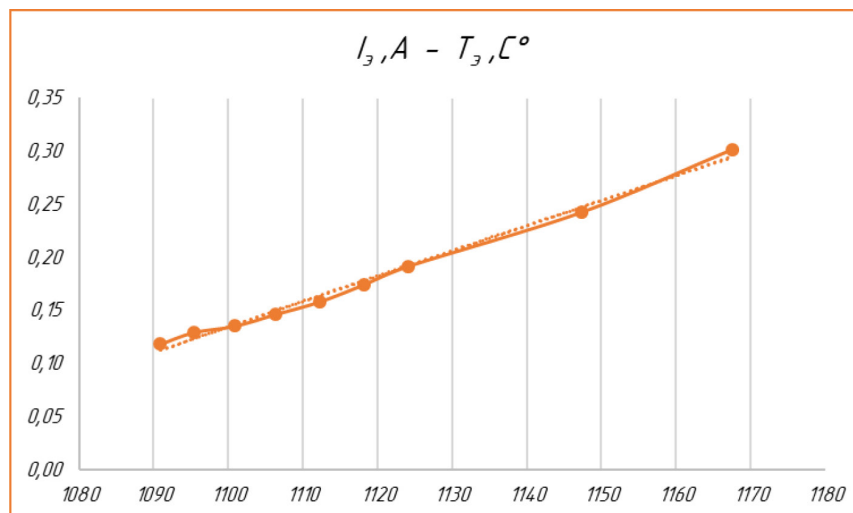


Рисунок 8. График зависимости термоэмиссионного тока от температуры эмиттера

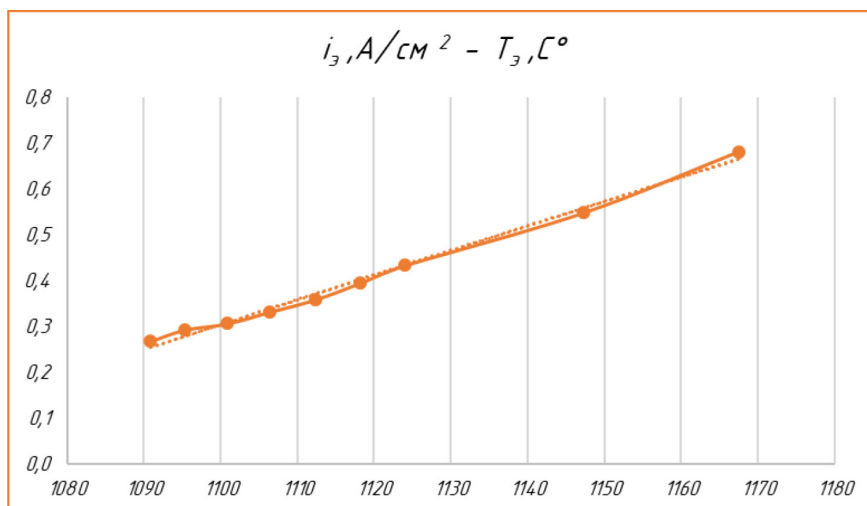


Рисунок 9. График зависимости плотности термоэмиссионного тока от температуры эмиттера

На рисунке 10 представлены фотографии эмиттера до и после стендовых испытаний. Торцевая поверхность эмиттера, с которой происходила эмиссия, имеет потемневшие участки и отличается более пористой текстурой по сравнению с изначальным состоянием.

Также было выполнено металлографическое исследование эмиттера. Фотографии шлифов до испытаний и после для сравнения представлены на рисунке 11.

Выполнено исследование элементного состава поверхности методом рентгенофлуоресцентной спектрометрии. Сравнительные результаты элементного качественного и полуколичественного анализа поверхности эмиттера в разных случайно выбранных точках (пронумерованы в таблице) до и после испытаний представлены в таблице 5.

После проведения испытаний, как видно из данных таблицы 5, количественное содержание

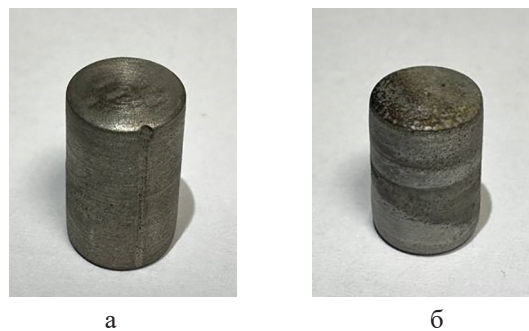


Рисунок 10. Внешний вид эмиттера: а – до стендовых испытаний; б – после стендовых испытаний

бария на поверхности эмиттера увеличилось почти в 5 раз, это может быть следствием массопереноса значительного количества оксида бария из объёма эмиттера на его поверхность, что согласуется с теоретической моделью работы оксидного катода [10].

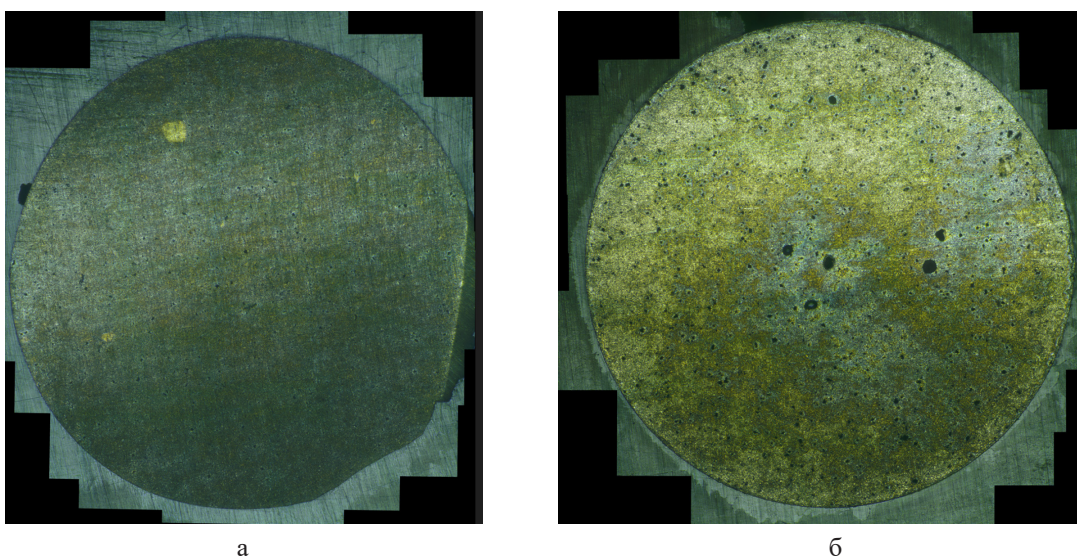


Рисунок 11. Металлографический шлиф эмиттера: а – до испытаний; б – после испытаний

Таблица 5

Результаты элементного анализа поверхности оксидно-никелевого эмиттера

Элемент	Содержание, %							
	до проведения испытаний				после проведения испытаний			
	1	2	3	4	1	2	3	4
Ni	93,55	93,35	93,78	93,80	76,22	77,41	82,91	86,31
Ba	3,48	3,52	3,07	3,24	18,19	16,35	16,74	13,44
Sr	2,61	2,70	2,75	2,64	5,18	5,94	-	-
Ca	0,35	0,43	0,40	0,31	0,40	0,29	0,34	0,24

262

Заключение

В рамках выполнения работ по получению и испытанию оксидно-никелевого термоэмиссионного материала была изготовлена партия эмиттеров, проведены исследования физико-химических свойств полученных образцов, измерения термоэмиссионного тока.

Полученные значения термоэмиссионного тока соответствуют расчётным и находятся в диапазоне значений токов эмиссии работы катода

в составе маломощного стационарного плазменного двигателя.

В продолжение работы планируется получение новых партий образцов эмиттеров для уточнения рабочих температур при значениях тока от 0,5 до 0,8 А, а также для определения стабильности работы в течение длительного ресурса. Разрабатывается специальный разборный катод, конструктивно схожий со штатным, для проведения испытаний в условиях, приближенных к натурным.

Список литературы

- [1] Керсанов В.С. и др. Высокоэффективный эмиттер электронов на основе гексаборида лантана. М.: Энергоатомиздат. 1987. С. 152.
- [2] Лев Д.Р. и др. Последние успехи в исследованиях и разработке полых катодов для электрических двигателей // Обзоры современной физики плазмы. 2019. Т. 3. № 1. С. 6.
- [3] Брофи Дж. Р. Ионный двигатель NASA Deep Space 1 // Обзор научных приборов. 2002. Т. 73. № 2. С. 1071–1078.
- [4] Битти Дж. Р. и др. Подсистема движения ионов ксенона // Журнал движения и энергетики. 1989. Т. 5. № 4. С. 438–444.
- [5] Полк Дж. Э. и др. Мощный ионный двигатель для полетов в дальний космос // Обзор научных инструментов. 2012. Т. 83. № 7.
- [6] Хруби П. и др. Обзор электрических двигателей Busek // 36-я Международная конференция по электрическим двигателям, Венский университет, Австрия. 2019. Т. 13.
- [7] Кудинцева Г. А., Мельников А. И., Морозов А. В., Никонов Б. П. Термоэлектронные катоды. М.: Энергия. 1966.
- [8] Бушуев Н. А. и др. Современные источники электронной эмиссии для ламп бегущей волны миллиметрового и субмиллиметрового диапазонов // Успехи современной науки. 2016. Т. 2. № 10. С. 126–139.
- [9] Кумс Э. А., Форсберг Дж. П. В. Способ изготовления элементов с покрытием для электронных ламп: пат. 2543439 США. 1951.
- [10] Капустин В. И. и др. Влияние микропримесей D-элементов на электронную структуру кристаллитов оксида бария в катодах СВЧ-приборов // Письма в Журнал технической физики. 2020. Т. 46. № 3. С. 6–9.
- [11] Капустин В. И. и др. Механизм формирования и свойства кристаллитов оксида бария в металлопористом катоде // Перспективные материалы. 2016. № 7. С. 5–15.
- [12] Капустин В. И., Ли И. П. Теория, электронная структура и физикохимия материалов катодов СВЧ-приборов: монография. М.: ИНФРА-М. 2022.
- [13] Леденцова Н. Е. Электронная структура и технологии оксидно-никелевых катодных материалов. Дис... канд. тех. наук: 05.27.06. М. 2019.
- [14] Капустин В. И. и др. Перспективные технологии оксидно-никелевых катодов СВЧ-приборов сантиметрового диапазона длин волн. Тонкие химические технологии. 2016. Т. 11. № 3.
- [15] Дюбуа Б. Ч. и др. Влияние структуры поверхности металлопористых катодов на их эмиссионные свойства // Электронная техника. Сер.1. СВЧ-техника. 2010. № 1. С. 25–34.

INVESTIGATION AND TESTING OF LOW-TEMPERATURE EMISSION MATERIAL FOR THE CATHODE OF A STATIONARY PLASMA THRUSTER

I. Yu. Ponomarev¹, E. A. Bogdanova^{1,2},
S. V. Olotin¹, M. S. Kozhikin¹, A. V. Nasedkin¹

¹JSC EDB Fakel
Kaliningrad, The Russian Federation

²Moscow Aviation Institute
(National Research University)
Moscow, The Russian Federation

In this work, a low-temperature emitter was obtained and tested to reduce the power spent on the operation of the cathode-compensator of a stationary plasma engine. The article describes the motivated choice of material, the operating principle of oxide cathode materials, presents the technology for obtaining emitter samples, and describes in detail the developed technological equipment for conducting tests. The research of the samples by X-ray spectral methods showed the uniform distribution of emission-active components. During the tests, the functional dependence of the emitter temperature on the heating power was determined, the values of the thermionic current were measured at fixed values of the heater power, and then the dependences of the emission current on temperature were obtained. At temperatures from 1000 to 1170 °C, the values of the specific electron emission current ranged from 0.25 to 0.70 A. It is expected that when manufacturing a hollow emitter and using it in the design of the cathode unit, that is, under conditions close to natural ones, the current values will be higher with lower energy consumption. In future work, it is planned to manufacture a new batch of low-temperature emitter samples, conduct measurements in a specially designed disassemblable cathode, and achieve a discharge current of up to 0.8 A with a power consumption of less than 50 W.

Keywords: low-temperature emitter, nickel oxide cathode material, emitter for stationary plasma thruster

References

- [1] Kersanov V.S. et al. Highly efficient electron emitter based on lanthanum hexaboride. Moscow: Energoatomizdat. 1987, pp. 152.
- [2] Lev D.R. et al. Recent progress in research and development of hollow cathodes for electric propulsion // Reviews of Modern Plasma Physics. 2019. Vol. 3. № 1, pp. 6.
- [3] Brophy J.R. NASA's Deep Space 1 ion Engine // Rev. Sci. Instrum. 2002. № 73, pp. 1071–1078.
- [4] Beattie J.R., Matossian J.N., Poeschel R.L. Xenon ion propulsion system // Journal of Propulsion and Power. 1989. Vol. 5. № 4, pp. 438–444.
- [5] Polk J.E. et al. A high power ion thruster for deep space missions // Review of Scientific Instruments. 2012. Vol. 83. № 7.
- [6] Hruby P. et al. Overview of Busek electric propulsion // 36th International Electric Propulsion Conference, University of Vienna, Austria. 2019. Vol. 13.
- [7] Kudintseva G.A., Melnikov A.I., Morozov A.V., Nikonov B.P. Thermoelectronic cathodes. M.: Energy. 1966.
- [8] Bushuev N.A. et al. Modern sources of electron emission for traveling wave tubes of millimeter and submillimeter ranges // Advances in modern science. 2016. Vol. 2. № 10, pp. 126–139.
- [9] Coomes E.A., Peter W. Forsbergh J.P.V. Method of manufacturing coated elements for electron tubes. US Patent 2543439A. 1951.
- [10] Kapustin V.I. et al. Effect of D-element microimpurities on the electronic structure of barium oxide crystallites in microwave device cathodes // Letters to the Journal of Technical Physics. 2020. Vol. 46. № 3, pp. 6–9.
- [11] Kapustin V.I. et al. Mechanism of formation and properties of barium oxide crystallites in a metal-porous cathode // Advanced Materials. 2016. № 7, pp. 5–15.
- [12] Kapustin V.I., Li I.P. Theory, electronic structure and physical chemistry of materials of microwave device cathodes: monograph M.: INFRA-M. 2022.

- [13] Ledentsova N. E. Electronic structure and technology of nickel oxide cathode materials. dis.: 05.27.06. М. 2019.
- [14] Kapustin V. I. et al. Promising technologies of nickel-oxide cathodes for microwave devices in the centimeter wavelength range. Fine chemical technologies. 2016. Vol. 11. № 3.
- [15] Dubois B. Ch. et al. Effect of surface structure of metal-porous cathodes on their emission properties // Electronic engineering. Series 1: Microwave engineering. 2010. № . 1, pp. 25–34.

Сведения об авторах

Пономарев Игорь Юрьевич – начальник сектора перспективных технологий АО «ОКБ «Факел». Окончил Киевский политехнический институт по специальности «Химическая технология и инженерия». Область научных интересов: прикладное материаловедение, функциональные покрытия, автоматизация технологических процессов.

Богданова Екатерина Александровна – ведущий инженер-технолог, сектор перспективных технологий АО «ОКБ «Факел». Окончила БФУ им. И. Канта в 2020 году по направлению «Химия» (бакалавриат), в 2022 году – Санкт-Петербургский политехнический университет им. Петра Великого по специальности «Материаловедение и технологии материалов» (магистратура). Область научных интересов: прикладное материаловедение, функциональные материалы.

Олотин Сергей Владимирович – главный специалист по огневым испытаниям. Окончил Калининградский государственный университет (БФУ им. И. Канта) в 1993 году по специальности «Физика». Область научных интересов: физика плазмы.

Кожикин Михаил Сергеевич – инженер-лаборант. Окончил Калининградский государственный университет (БФУ им. И. Канта) в 2022 году по направлению «Химия». Область научных интересов: физико-механические исследования материалов, материаловедение.

Наседкин Алексей Васильевич – кандидат технических наук. Главный инженер АО «ОКБ «Факел». Окончил Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева в 2011 году по специальности «Проектирование и технология радиоэлектронных средств». Область научных интересов: прикладное материаловедение, машиностроение в ракетно-космической отрасли, внедрение и оптимизация технологических процессов, технологический менеджмент.

ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗРАБОТКИ И ПРИМЕНЕНИЕ КЛЕЕВЫХ КОМПОЗИЦИЙ ОТЕЧЕСТВЕННОГО ПРОИЗВОДСТВА

Г. И. Шайдурова✉, И. Л. Васильев,
Я. С. Шевяков, М. Ю. Ощепкова, М. А. Кустов

ПАО «Научно-производственное объединение «Искра»
г. Пермь, Российская Федерация

Актуальным является вопрос формирования клеевого соединения резины с металлом с повышенными адгезионными характеристиками в эластичных подвижных соединениях сопел ракетно-космической техники. Приведены результаты испытаний новых отечественных клеев системы «Пермлок-01» и «Пермлок-11» в конструкциях ракетно-космической техники. Определено, что основные технические характеристики клеев находятся на высоком уровне, а клеи конкурентоспособны с импортными клеящими материалами. Результаты работ позволяют рекомендовать отечественным производителям использование новых отечественных клеев в резино-металлических конструкциях, формируемых методом горячей вулканизации.

Ключевые слова: эластичный шарнир, тонкослойный резинометаллический элемент, эластомер, клеевое соединение, праймер, испытания, адгезионная прочность.

Введение

ПАО НПО «Искра» является специализированным предприятием по разработке ракетных двигателей на твёрдом топливе и конверсионной продукции с использованием конструкторско-технологических решений, принятых в ракетно-космической технике (РКТ) [1].

Опыт разработки управляемых сопловых блоков ракетных двигателей на твёрдом топливе ПАО НПО «Искра» привел к созданию надежных эластичных шарниров (ЭШ) – резино-металлических подвижных соединений, конструктивно участвующих в управлении траектории движения технического объекта – энергетической установки РКТ. Актуально ответственной обозначена задача формирования клеевого соединения на границе «эластомер низкокомодульный – Ме».

Целью работы является создание и отработка отечественных рецептурных полимерных композиций клеевых составов для крепления низкокомодульных трудно-склеиваемых резин в технологии производства многослойных подвижных соединений, с подтверждением долговременной прочности. Решение целевой задачи с вновь разработанными

клеевыми полимерными композициями и полученные результаты позволяют решить важную проблему межотраслевого уровня по обеспечению технологической независимости от иностранных поставщиков, в данном случае предложив замену клеев системы «Хемосил 211/411» производства Германии.

Получение новых научно-технических результатов полезно и при создании конверсионной продукции, особенно в области судостроения, где значительное внимание уделяется совершенствованию циркуляционных трасс трубопроводов с подачей воды на охлаждение энергоустановки для улучшения виброакустических параметров.

Для бесшумной компенсации перемещений, включая ударные воздействия в виброактивных подвижных системах, был разработан так называемый тонкослойный резинометаллический элемент (ТРМЭ), представленный на рисунке 1. Такая конструкция обеспечивает нормальное функционирование вибронгруженных систем за счет снижения переходной вибрационной жёсткости. Следует отметить, что важным преимуществом такой конструкции является совмещение функции шарнира и герметизирующего уплотнения, в связи с чем предъявляются особые требования к адгезионным границам.

✉ ShaydurovaGalsna@npoiskra.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2024

Информационно-экспериментальная часть и особенности технологии

Эластичные подвижные соединения сферического и кольцевого типа (ЭШ и ТРМЭ) представляют собой конструкции, состоящие из сэндвич-пакета упругих элементов эластомера, жестко скрепленных между собой через чередующиеся слои армирующих металлических элементов (тарелей), соединяющихся с опорными кольцами (рисунок 1) [1–2].

в области расширения номенклатуры материалов и технологий их применения, в совокупности с процессом совулканизации эластомеров и клеев в совмещенном температурном режиме.

Основной технической характеристикой для рассматриваемой конструкции является прочность крепления резины к металлу при сдвиге. Это связано с тем, что эластичный шарнир, размещаемый между подвижной и неподвижной частями соплового блока, испытывает сжимающие нагрузки, передаваемые на слои вулканизированной резины. Сжимаемый слой резины стремится сдвинуться за пределы конструкции, но удерживается прочностью клеевого крепления.

С целью развития высокотехнологичных наукоемких областей промышленности, в частности ракетостроения, перед разработчиками изделий и материалов стратегически поставлены задачи по разработке и освоению отечественной продукции с опережающими, конкурентоспособными характеристиками.

Для решения вышеуказанной задачи ПАО НПО «Искра», г. Пермь, совместно с ООО НПП «Полис», г. Пермь, и АО «Комполит», г. Королев Московской области, разработаны, апробированы и реализованы рецептурные клеевые композиции горячей вулканизации системы «Пермлок-01» и «Пермлок-11».

Для системы клеев разработаны технические условия «Клеи Пермлок для крепления резиновых смесей. ТУ 20.52.10–025–31540227–2017», оформлены паспорта безопасности и комплект технологической документации.

Клеи системы «Пермлок-01 (праймер)» и «Пермлок-11 (покровный)» являются двухслойной системой для крепления к металлу резины на основе изопренового каучука СКИ-3 с пластификацией бутадиеновым жидкофазным олигомером СКДО с группами [3–5]. Двухслойная система клеев «Пермлок-01» и «Пермлок-11» также может эффективно применяться при изготовлении деталей с использованием резиновых смесей методом компрессионного формования или методом литьевого прессования, используя и другие эластомеры, например на основе СКЭПТ – синтетического каучука этилен-пропилен-диенового (тройной сополимер). В процессе исследований проведен значительный объем отработки вновь созданных отечественных клеев как на образцах, так и в конструкциях ЭШ. Кроме того, технические характеристики системы клеев и ЭШ с её использованием подтверждены ускоренными климатическими испытаниями [6–7].

Критерием оценки качества формируемого клеевого соединения является адгезионная прочность при отрыве и сдвиге. Резинометаллические образцы для испытаний изготавливались в соответствии с ГОСТ 209–75 и схемой, имитирующей

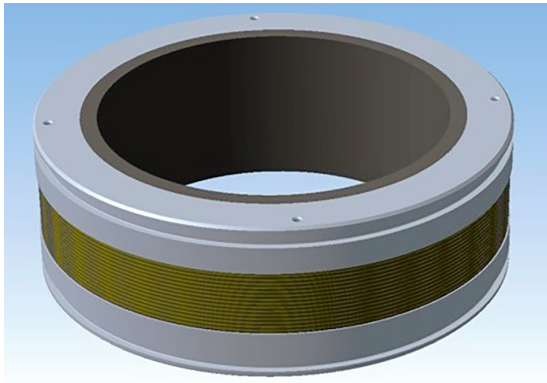


Рисунок 1. Общий вид эластичного подвижного соединения

При кажущейся конструктивной простоте эластичных соединений реализация свойств данного изделия в большой степени зависит от технических показателей применяемых эластомеров для упругих слоёв и формирования адгезионного крепления в технологии его изготовления. Наиболее критичной является технология подготовки поверхности субстратов из титанового сплава и стали холодно-катаной в совокупности с технологией неньютоновского течения псевдожидкости литьевого прессования, при котором должна быть обеспечена стабильность толщины и сохранность клеевого слоя при принудительном реологическом перемещении разогретой резиновой смеси в каналах литниковой системы. Среди всех возможных методов формования многослойного узла наиболее предпочтительной выбрана технология литьевого прессования в узких зазорах (1–2 мм), обеспечивающая равнозначность свойств эластомера на всех уровнях конструкции.

Эластомеры в рассматриваемых вариантах – композиции на основе синтетического полиизопренового каучука (идентичные по модулю упругости при деформации сдвига к резинам из натурального каучука). Такие резины относятся к трудно склеиваемым материалам, поэтому существует актуальная задача повышения адгезионной прочности клеевых соединений в условиях противоречивости выполнения технических требований и поиска новых перспективных решений

реальное клеевое соединение: «Ст + Пермлок-01 + Пермлок-11 + резиновая смесь + Пермлок-11 + Пермлок-01 + Ст», они являются демонстраторами реальных конструкций [8–12].

Образцы формировались двумя методами – прямым прессованием (вальцованная резиновая смесь размещается между склеиваемыми поверхностями и сдавливается при повышенной температуре) и литьевым прессованием (разогретая резина в вязко-текучем состоянии под давлением заполняет пространство между склеиваемыми поверхностями). Режим вулканизации образцов:

- давление 10–11 МПа,
- температура 140–150 °С в течение 40 минут.

Одновременно изготавливались образцы-дублёры с использованием импортных систем клеев для проведения сравнительного анализа характеристик.

Испытания образцов на отрыв ($\sigma_{\text{отрыв}}$) производились в соответствии с ГОСТ 209–75, а на сдвиг ($\tau_{\text{сдвига}}$) – по специальной методике, суть которой заключается в параллельном смещении металлических частей резино-металлического образца (перпендикулярно оси образца) со скоростью 10 мм/мин до разрушения образца с записью диаграммы «нагружение – перемещение траверсы машины». Одновременно с определением прочности связи при сдвиге определялась реализуемая резиной в сочетании с клеевой системой характе-

ристика – модуль упругости при сдвиге – 100 % (G100) и 200 % (G200) деформации сдвига.

Кроме того, проведены ускоренные климатические испытания (УКИ) образцов, имитирующие воздействие термоперепадов (от 50 до –40 °С) и термостарение материалов (системы клеев «Пермлок-01» и «Пермлок-11» и смеси резиновой) эквивалентно сроку эксплуатации (хранения) на 25 лет. Результаты испытаний образцов, в сравнении с аналогичными образцами, но с импортной клеевой системой, представлены в таблицах 1 и 2.

Адгезионная прочность клеевых границ, сформированных с использованием системы клеев «Пермлок-01/11», в том числе и после имитации старения клеевых границ на срок 25 лет, составила при отрыве 4,8–5,3 МПа, при сдвиге 6,4–6,7 МПа, что значительно превышает требования, предъявляемые к такому типу конструкций, и соответствует уровню импортных клеевых систем. Дополнительно установлено, что характеристика резины – модуль сдвига при 100 % (G100) и 200 % (G200) деформации сдвига при склеивании с использованием системы «Пермлок», соответствует требуемым значениям.

Одновременно с целью унификации варианта эластомера была поставлена задача создания нового рецептурного состава для использования в многослойных подвижных соединениях типа эластичный шарнир, работоспособных в диапазоне температур от –50 до +50 °С.

Таблица 1

Результаты испытаний образцов на адгезионную прочность связи при сдвиге

Адгезионная схема	Прочность связи резины с металлом при сдвиге ($\tau_{\text{сдвига}}$), МПа	
	До УКИ	После УКИ (имитация старения на срок 25 лет)
«Сталь – Пермлок 01/11 – резиновая смесь»	6,1	6,6
«Титан – Пермлок 01/11 – резиновая смесь»	6,4	6,7
«Титан – импортная клеевая система – резиновая смесь»	6,6	5,7
Требования к конструкции, не менее	3,5	

Таблица 2

Результаты испытаний образцов на адгезионную прочность связи при отрыве

Адгезионная схема	Прочность связи резины с металлом при отрыве ($\sigma_{\text{отрыва}}$), МПа	
	До УКИ	После УКИ (имитация старения на срок 25 лет)
«Сталь – Пермлок 01/11 – резиновая смесь»	5,2	5,3
«Титан – Пермлок 01/11 – резиновая смесь»	4,8	5,2
«Титан – импортная клеевая система – резиновая смесь»	5,2	5,7
Требования к конструкции, не менее	3,5	

При определении рецептуры низко модульной морозостойкой резиновой смеси институтом-разработчиком материала (ОАО «НИИРПИ», г. Санкт-Петербург) был проведен анализ морозостойкости эластомеров, на основе которых возможно создание резин с низким модулем упругости при деформации сдвига. При этом одновременно учитывались их физико-механические, адгезионные и технологические характеристики.

В соответствии с выбранным направлением работ опытные композиции создавались на основе каучуков СКИ-3, СКД-0, СКМС-10. Всего было разработано более 30 рецептов. Результаты испытаний опытных низко модульных морозостойких резиновых смесей, которые наиболее полно соответствуют требованиям технического задания (ТЗ), продемонстрированы в таблице 2 и на рисунках 2–3.

Анализ результатов исследований опытных низко модульных морозостойких композиций в диапазоне температур от -50 до $+50$ °С показал, что приемлемым вариантом для проведения дальнейших работ является резиновая смесь марки НМ-20. Наряду с наименьшим значением модуля упругости при сдвиге резиновая смесь НМ-20 превосходит все представленные образцы материалов по адгезионным характеристикам при сдвиге и при отрыве.

Величиной адгезии резины к металлу определяется безотказность прочности резинометаллических изделий.

Критерием отказа большинства резинометаллических изделий является потеря герметичности. Опыт отработки таких изделий свидетельствует о том, что основной причиной потери герметичности служит нарушение клеевого соединения «резина–металл» (наличие отслоений) вследствие низкой адгезионной прочности. Поэтому для создания резинометаллических изделий с высокими эксплуатационными характеристиками очень важно обеспечить не только прочность адгезионного соединения на требуемом уровне, но и ее стабильность, а именно постоянство значений показателей в установленных пределах, так называемых границах регулирования [13–14].

Получение качественного адгезионного сцепления «резина–металл» зависит от многих факторов и прежде всего от состояния металлической поверхности, реологических свойств резиновой смеси и вязкости клея, а также от соблюдения технологии изготовления (вулканизации).

Выбранная для резинометаллических изделий система клеев (51-К-19-2, 51К2430) до недавнего времени обеспечивала стабильный уровень прочности связи резины с металлом (рисунок 4). Значение прочности связи резины с металлом при сдвиге составляло не менее 3,17 МПа (при

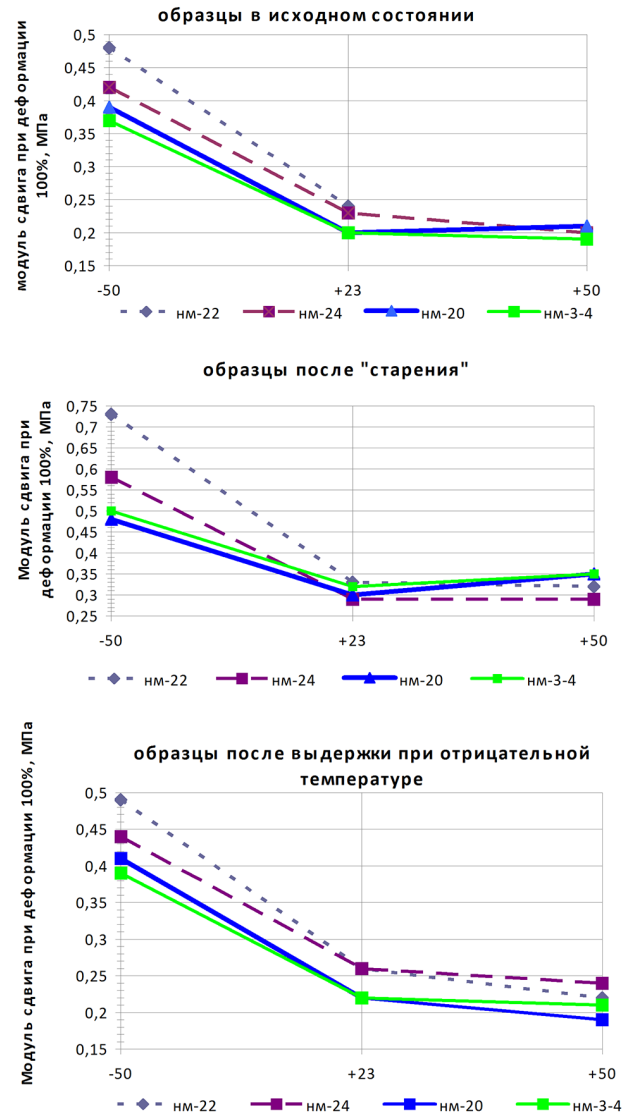


Рисунок 2. Температурная зависимость модуля сдвига низко модульных морозостойких композиций (эластомер на основе СКИ-3+СКДО+СКМС)

требуемом значении не менее 3,0 МПа), а при отрыве – не менее 2,7 МПа (при требуемом – не менее 1,5 МПа). Стабильность параметра была подтверждена отсутствием значений параметров за пределами границ регулирования, определяемых по формуле:

$$X_{НГР} = \bar{X}_0 - 1.6 \cdot \sigma_0,$$

где \bar{X}_0 – среднее значение параметра, σ_0 – среднее квадратическое отклонение.

Однако, как видно из представленных на рисунке 4 графиков, в определенный период времени зафиксировано снижение фактической прочности клеевого соединения и выявлена нестабильность параметров (выход значений за пределы границ регулирования). Тенденция к уменьшению значения адгезионной прочности продолжилась и на последующих изделиях.

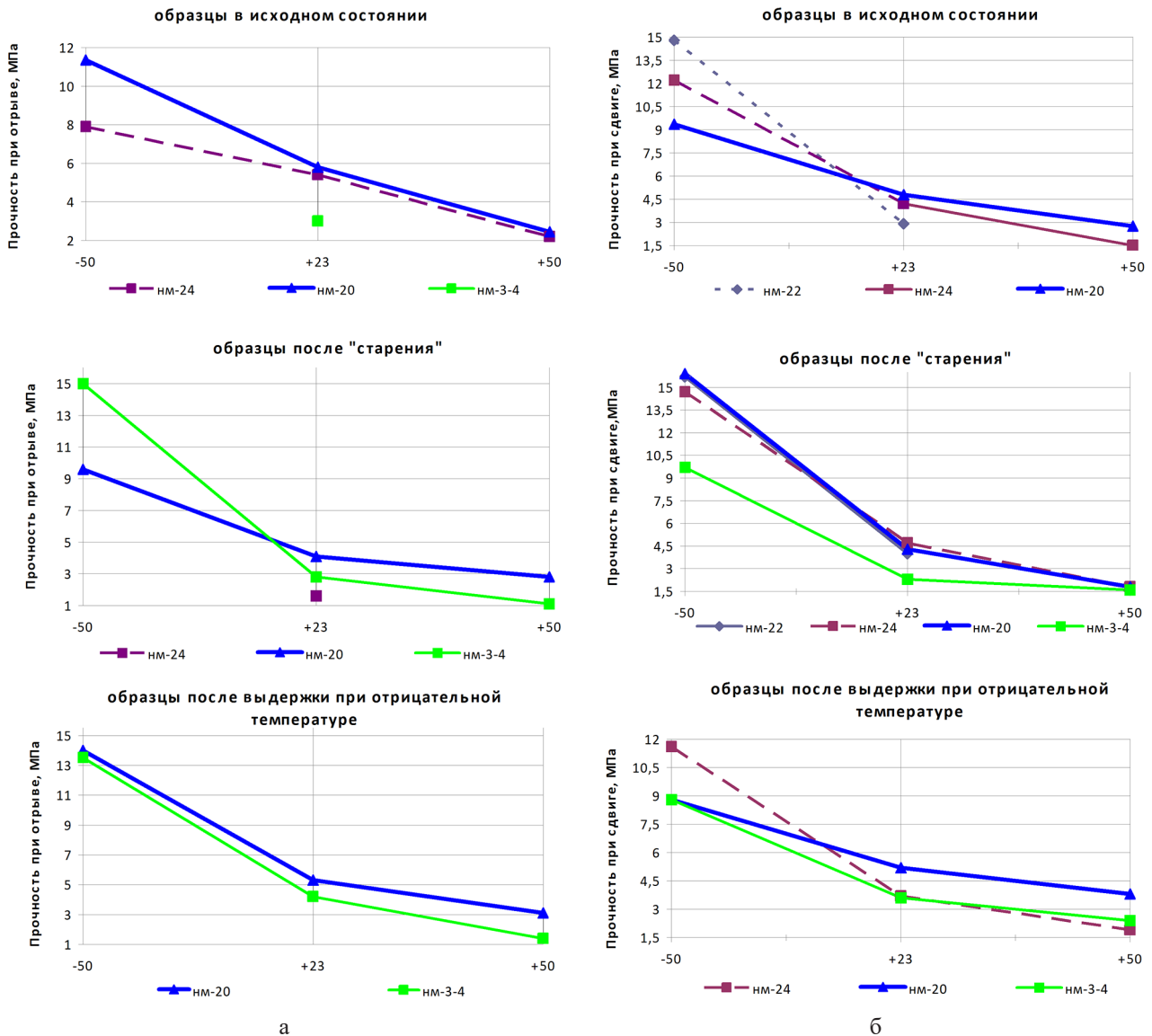


Рисунок 3. Температурная зависимость прочности связи резины: а – с металлом при отрыве; б – при сдвиге

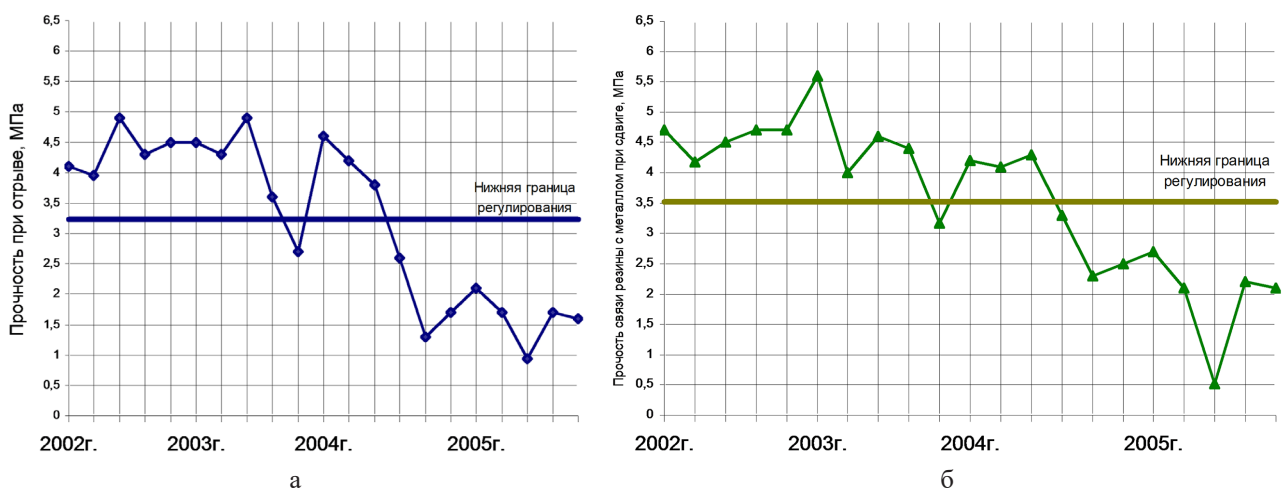


Рисунок 4. Уровень прочности связи резины с металлом: а – при отрыве; б – при сдвиге на резинометаллических образцах

Таким образом, с целью повышения адгезионной прочности крепления эластомера к металлу актуальной стала разработка различных вариантов технологии нанесения клеевой системы.

Решение поставленной задачи осуществлялось на резинометаллических образцах, изготавливаемых с различными вариантами нанесения системы клеев. Оценка производилась по величине прочности адгезионных соединений. Варианты технологии нанесения клеев были выбраны следующие:

1. Штатный вариант (праймер + покровный клей);
2. Праймер с введенной в технологию операцией термостатирования + покровный клей;
3. Праймер + покровный клей с введенными в его состав вулканизирующими добавками;
4. Праймер с термостатированием + покровный клей с вулканизирующими добавками;
5. Праймер + покровный клей с термостатированием.

Значения прочности связи резины с металлом через систему клеев при различных вариантах технологии представлены на рисунке 5, из которого видно, что по отношению к штатному способу нанесения клеев опробованные варианты позволили повысить адгезионную прочность крепления эластомера к металлу при сдвиге. Максимальное значение прочности связи резины с металлом при отрыве было достигнуто при введении операции предварительного термостатирования праймера.

Однако существенные отличия по значению прочности клеевого соединения были получены

при исследовании нескольких клеевых систем отечественного и импортного производства, близких аналогов применяемой клеевой композиции (рисунок 6).

Результаты испытаний показали, что наиболее высокие показатели прочности связи резины с металлом, как при сдвиге, так и при отрыве, были получены на образцах, изготовленных с применением клеевой системы № 2, что способствовало ее внедрению для последующего производства резинометаллических изделий.

Данная клеевая система импортного производства разработана на основе фенолформальдегидной смолы (праймер) и хлорсодержащих каучуков с добавками синтетических смол.

Применение новой системы клеев привело к повышению эксплуатационных показателей клеевых композиций практически в 2-3 раза (рисунки 5 и 6) по сравнению с первичной системой. При этом стабильность адгезионной прочности клеевого соединения с использованием новой системы клеев подтверждается результатами изготовления изделий по настоящее время, значения параметров находятся в установленных границах регулирования.

Таким образом, анализ проведенных материаловедческих, технологических и лабораторно-экспериментальных исследований с применением методов математической статистики позволил:

- получить стабильность показателей прочности адгезионного соединения «резина-металл» со значительным превышением их уровня (в 2–2,5 раза);

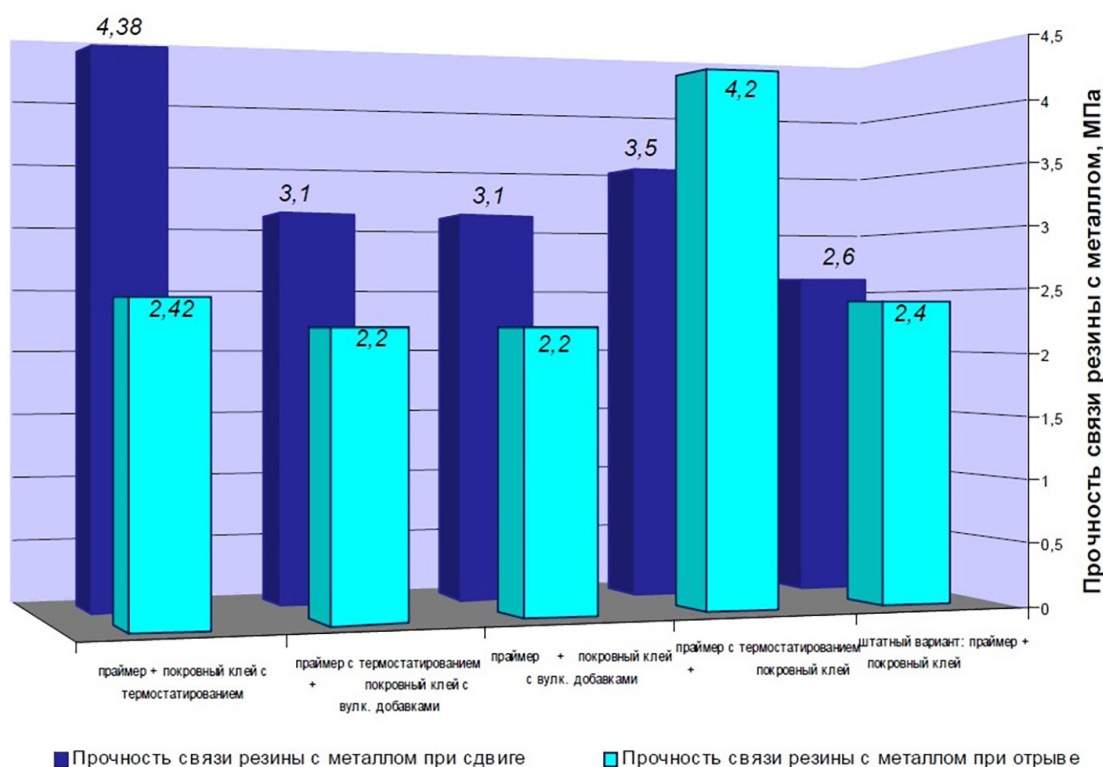


Рисунок 5. Прочность связи резины с металлом на образцах при различных вариантах нанесения клеев

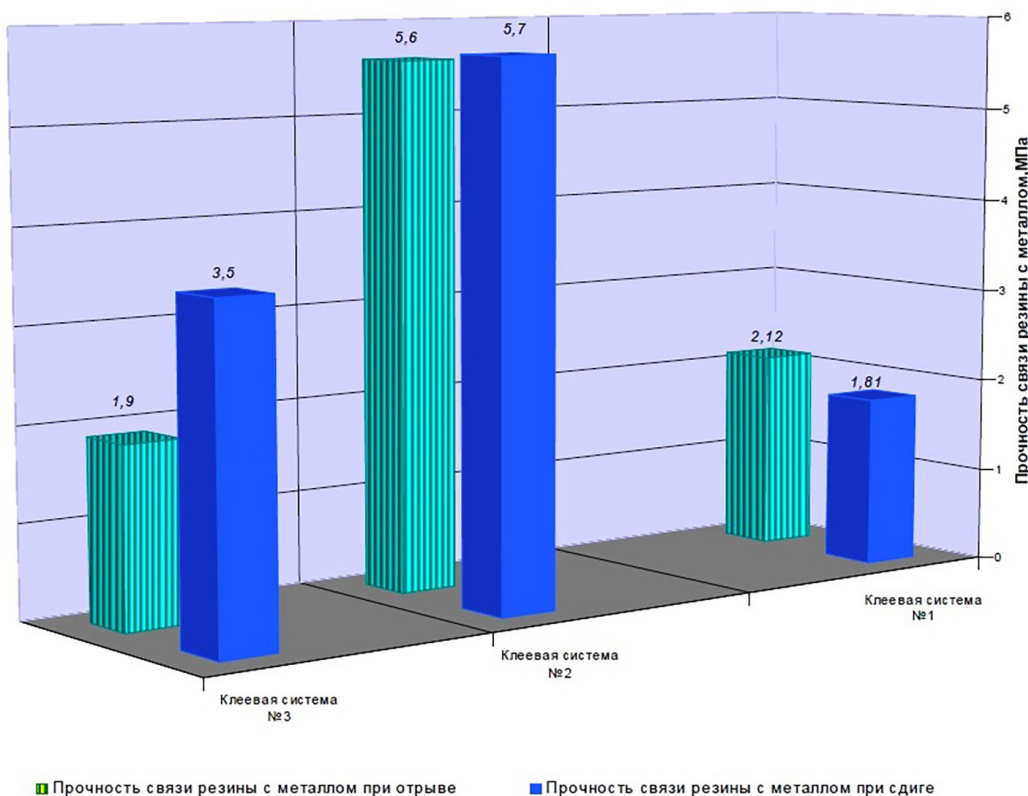


Рисунок 6. Прочность связи резины с металлом при использовании различных клеевых систем

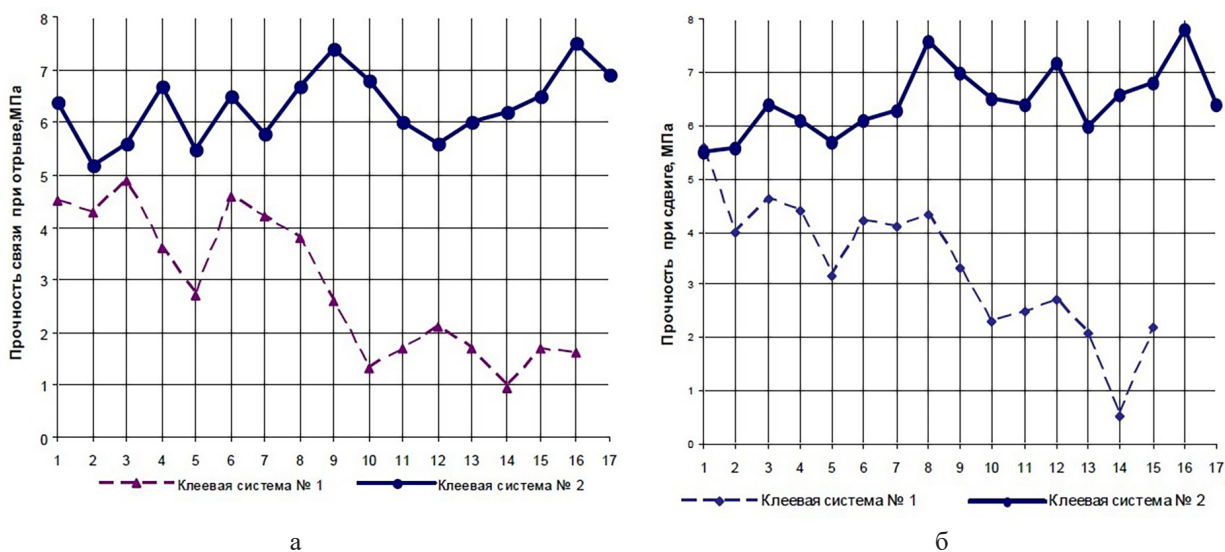


Рисунок 7. Прочности связи резины с металлом: а – при отрыве; б – при сдвиге при использовании двух вариантов клеевых систем

– обеспечить безотказность эксплуатации резино-металлического изделия с применением низкомолекулярного (трудно склеиваемого) эластомера.

Результаты испытаний на резинометаллических образцах, а также в составе изделия представлены в таблице 3.

По результатам испытаний образцов следует, что все характеристики ориентировочно равны, за исключением прочности связи резины с металлом при сдвиге с использованием нового клея отечественного производства. Значение прочно-

сти при сдвиге превысило в 3 раза по отношению к требованиям ТЗ.

Положительные результаты испытаний на образцах позволили применить разработанный клей отечественного производства непосредственно при изготовлении шарнира.

Шарнир был подвергнут комплексу испытаний, а именно:

– ускоренным климатическим испытаниям (УКИ), имитирующим старение сборочной единицы в течение назначенного срока службы изделия;

Таблица 3

Физико-механические показатели резинометаллических образцов при использовании клеев импортного и отечественного производства

Наименование показателя	Образцы с применением системы клеев импортного производства	Образцы с применением клея отечественного производства
Прочность связи резины с металлом через систему клеев при отрыве, МПа	6,09	6,13
	5,32	5,76
	5,14	6,03
	5,35	5,97
	ср. = 5,5	ср. = 5,97
Прочность связи резины с металлом через систему клеев при сдвиге, МПа	5,09	10,40
	6,21	8,66
	4,99	9,37
	5,30	7,95
	ср. = 5,4	ср. = 9,10
Модуль упругости при сдвиге при 100 % деформации, МПа	0,224	0,238
	0,228	0,248
	0,229	0,251
	0,220	0,236
	ср. = 0,23	ср. = 0,24
Модуль упругости при сдвиге при 200 % деформации, МПа	0,202	0,228
	0,212	0,227
	0,211	0,229
	0,211	0,217
	ср. = 0,21	ср. = 0,23
Прочность связи резины с металлом через систему клеев при отрыве, МПа (натурное изделие)	4,0 (разрыв по резине)	4,0 (разрыв по резине)

– автономным испытаниям на функционирование сборочной единицы.

Положительные результаты испытаний шарнира и стабильность физико-механических характеристик образцов, прошедших УКИ, подтвердили долговременную прочность адгезионных свойств и работоспособность шарнира, изготовленного с применением вновь разработанного клея отечественного производства, эквивалентно назначенному сроку службы (23 года) с остаточным ресурсом.

Данный клей представляет собой раствор хлорсодержащего каучука и дисперсию эффективной системы наполнителей и модифицирующих добавок в органических растворителях. Температурный диапазон эксплуатации клея от -60 до $+160$ °С.

Использование низкомолекулярного эластомера, несмотря на неньютоновское течение псевдожидкости, позволило внедрить прогрессивную технологию литьевого прессования.

Расчетно-теоретическое обоснование температурно-временных режимов вулканизации подтвердило оптимизацию технологии изготовления изделий с обеспечением требуемых физико-механических показателей, ответственных за высокую адгезию и герметичность узла.

Для оценки стабильности технологических параметров были разработаны карты технологического контроля. Для каждого изделия в таких картах учитываются, помимо технологических параметров изготовления, показатели входного контроля, т.е. контролируется качество исходного сырья, а также сдаточные характеристики.

Анализ статистических данных, содержащихся в картах технологического контроля, способствует установлению зависимости чувствительных сдаточных характеристик от технологических факторов и стабильности показателей входного контроля.

Формующий блок в технологии литьевого прессования является основной сборочной единицей как средство технологического оснащения. В нем происходит реальное фиксирование положения опорных колец и жестких элементов (тарелей).

Форма для образцов представляет собой кольцо с вкладышами, выполненными в виде разрезной обоймы, где устанавливаются два образца-свидетеля типа «грибок». Через отверстия кольца обеспечивается вход резиновой смеси в зону прессования образца.

Пресс-форма устанавливается на пресс и нагревается до температуры прессования и вулканизации резины при помощи индивидуального

электрообогрева самой пресс-формы и обогрева плит пресса.

В литниковую камеру загружается резина, которая под действием пуансона запрессовывается в пакет формовочный и форму для образцов.

При заполнении изделия принудительно обеспечивается течение резиновой смеси между тарелками с нанесённой системой клеев. Скорость течения резиновой смеси обеспечивается регламентированным уровнем давления в литьевой камере.

Усилием пресса создается требуемое давление прессования, далее последовательно производится режим вулканизации резины, охлаждение и разборка пресс-формы, извлечение готового изделия и образцов-свидетелей.

В технологии изготовления резинотехнических изделий одним из важнейших факторов, определяющих качество готовой продукции, является расчётно-обоснованный выбор режима вулканизации, особенно периода времени на плато вулканизации и этапе инерционного охлаждения, не создавая высоких остаточных напряжений, ослабляющих адгезионную прочность.

На основании представленных данных вулканизация резинометаллических изделий с применением выбранной резины должна происходить при следующем режиме:

- время выхода на режим вулканизации – не более 240 минут;
- удельное давление прессования – 140–150 кгс/температура вулканизации – 140–150 °С;
- время вулканизации – 15–20 минут.

Физико-механические показатели эластомера в шарнирах и ТРМЭ определяются по результатам испытаний образцов-демонстраторов, изготавливаемых совместно с каждой сборочной единицей в единой пресс-форме.

В спроектированной пресс-форме обеспечиваются геометрические параметры сборочной единицы, возможность контроля физико-механических характеристик эластомера на образцах-свидетелях, равномерность заполнения эластомером зазоров между армирующими элементами и достаточно быстрый выход на режим вулканизации крупногабаритных сборочных единиц за счет индивидуального обогрева пресс-формы.

Результаты работы

1. Определены рецептуры низкомолекулярных эластомеров с нетрадиционным пластификатором, для которого исключается его миграция на границу раздела, в результате чего адгезионная прочность в многослойных конструкциях остается стабильной в течение всего срока службы.

2. Проведены работы по созданию и опробованию морозостойких резиновых смесей, работоспособных в диапазоне температур от –50 до +50 °С и сохраняющих значение модуля сдвига в течение срока службы не более 0,45 МПа.

3. Применение новой системы клеев импортного производства привело к повышению эксплуатационных показателей практически в 2–3 раза.

4. Создан российский аналог импортной системы клеев, не только не уступающий по уровню адгезионных характеристик, но и превышающий по показателю прочности связи резины с металлом при сдвиге в 1,5 раза.

5. Благодаря использованию низкомолекулярных эластомеров с высокими показателями адгезионной прочности при отрыве и сдвиге разработаны уникальные конструкции эластичных подвижных соединений с большой осевой жесткостью при сжатии и малой жесткостью в поперечном направлении. Такой принцип действия может быть применен для многих агрегатов, испытывающих амплитудно-частотные воздействия и ударные нагрузки.

6. Высокая эффективность гибких узлов (в частности, ТРМЭ) в компенсационных патрубках блока управления подтверждена испытаниями на производственной базе Генерального заказчика ОАО «Калужский турбинный завод».

7. Разработанная технология литьевого прессования является эффективной и позволяет обеспечить точность геометрических размеров и заданный уровень физико-механических характеристик эластомера в изделии.

8. Система контроля качества построена на использовании специальных карт от входного контроля материалов до конечных выходных параметров (сдаточных характеристик изделия), которые наглядно демонстрируют стабильность производства и результатов конструкторских испытаний.

9. Модификация вновь созданной импортозамещающей системы клеев «Пермлок» с использованием целевых добавок, включая наноконпоненты, позволяет расширить номенклатурный ряд продуктов и решить актуальную задачу в этой области по обеспечению технологической независимости от зарубежных поставщиков.

Заключение

Вновь созданная отечественная система клеев «Пермлок-01/11» по адгезионным показателям конкурентоспособна с импортными клеевыми системами и может быть рекомендована отечественным производителям для использования в резинотехнических конструкциях, формируемых методом горячей вулканизации.

Список литературы

- [1] Лавров Л. Н. Проектирование ракетных двигателей на твёрдом топливе. Москва, 1993.
- [2] Shaidurova G.I., Lobkovsky D. S. Особенности технологии изготовления жесткого элемента опорного шарнира на основе применения современных композиционных материалов // Тезисы докладов 1-й Международной научной конференции, г. Пермь. 22 мая 2012 г.
- [3] ТУ20.52.10–025–31540227–2017. Клей ПЕРМЛОК для крепления резиновых смесей. Технические условия. 2017 г.
- [4] ГОСТ 209–75. Резина и клей. Методы определения прочности связи с металлом при отрыве. Введ. 01.01.1977. М.: Издательство стандартов, 1993.
- [5] Патент RU № 2761551 Полимерная клеевая композиция праймера для крепления к металлу низкомолекулярных резин / Шайдурова Г. И., Земцова Г. А., Ковин С. Ю., Шайдуров А. А., Ощепкова М. Ю., Кустов М. А. / БЮЛ.34, 2021 г.
- [6] Карякина М. И. Физико-химические основы процессов формирования и старения покрытий. Москва, 1980.
- [7] Дорожкин В. П., Ахметов И. Г., Валиев А. Д. Влияние пластикации изопренового каучука на твёрдость его вулканизатов // Каучук и резина. 2023. № 3.
- [8] Дорожкин В. П., Ахметов И. Г., Валиев А. Д. Влияние пластикации изопренового каучука на тангенс угла механических потерь // Каучук и резина. 2022. № 3.
- [9] Тимофеева Е. Н., Петрова Н. Н., Бечехова К. И. Влияние многостенных углеродных нанотрубок, обработанных ультразвуком, на свойства морозостойких резин // Каучук и резина. 2022. № 4.
- [10] Крыжевич Г. Б. Влияние средних напряжений цикла на усталостную долговечность конструкций из полимерных композиционных материалов // Аэрокосмическая техника и технологии. 2023. № 1.
- [11] Ветошкин В. М., Дедюкин А. А., Крылов П. Н., Федотова И. В. Формирование нанокompозитных плёнок // Химическая физика и мезоскопия. 2009. № 2. Т. 11.
- [12] Шайдурова Г. И., Ощепкова М. Ю., Салова В. Д., Ознобишин А. Б. Исследование секущего модуля эластомеров и пакетов из них в зависимости от скорости нагружения // Аэрокосмическая техника. Высокие технологии и инновации. 2019. Вып. 2.
- [13] Ирзаев Г. Х. Справочно-информационная система выбора технологичных клеевых соединений в приборостроении // Клеи, герметики, технологии. 2016. Вып. 1.
- [14] Лобковский Д. С., Ощепкова М. Ю., Кустов М. А., Тринеева В. В. Нанометрические добавки как средство повышения эксплуатационных характеристик клеевых систем при изготовлении изделий спецтехники // Клеи, герметики, технологии. 2011. Вып. 8.

IMPORT SUBSTITUTION AND DEVELOPMENT PROSPECTS FOR THE DEVELOPMENT AND USE OF DOMESTICALLY PRODUCED ADHESIVE COMPOSITIONS

**G. I. Shaidurova, I. L. Vasiliev,
Ya. S. Shevyakov, M. Yu. Oshchepkova, M. A. Kustov**
*PJSC "Research and Production Association "Iskra"
Perm, The Russian Federation*

A pressing issue is the formation of an adhesive joint between rubber and metal with increased adhesive characteristics in elastic movable joints of nozzles in rocket and space technology. The results of tests of new domestic adhesives of the «Permlok-01» and «Permlok-11» system in rocket and space technology structures are presented. It has been determined that the main technical characteristics of adhesives are at a high level, and the adhesives are competitive with imported adhesive materials. The results of the work allow us to recommend to domestic manufacturers the use of new domestic adhesives in rubber-metal structures formed by hot vulcanization.

Keywords: elastic hinge, thin-layer rubber-metal element, elastomer, adhesive joint, primer, testing, adhesive strength.

References

- [1] Lavrov L. N. Design of solid fuel rocket engines. Moscow, 1993.
- [2] Shaidurova G. I., Lobkovsky D. S. Feature of rigid element technology of elastic support hinge based on modern composite material application // Abstracts of the 1st International Scientific Conference, Perm. May 22, 2012.
- [3] TU 20.52.10–025–31540227–2017. PERMLOC glue for fastening rubber compounds. Technical conditions. 2017.
- [4] GOST 209–75. Rubber and glue. Methods for determining the strength of bonds with metal during separation. Enter. 01/01/1977. M.: Standards Publishing House, 1993.
- [5] Patent RU No. 2761551 Polymer adhesive primer composition for attaching low-modulus rubber to metal /Shaidurova G. I., Zemtsova G. A., Kovin S. Yu., Shaidurov A. A., Oshchepkova M. Yu., Kustov M. A./ BYL.34, 2021.
- [6] Karyakina M. I. Physico-chemical foundations of the processes of formation and aging of coatings. Moscow, 1980.
- [7] Dorozhkin V. P., Akhmetov I. G., Valiev A. D. The influence of plasticization of isoprene rubber on the hardness of its vulcanizates // Rubber and Rubber, 2023. No. 3.
- [8] Dorozhkin V. P., Akhmetov I. G., Valiev A. D. The influence of plasticization of isoprene rubber on the mechanical loss tangent // Rubber and Rubber, 2022. No. 3.
- [9] Timofeeva E. N., Bechekhova K. I. The influence of multi-walled carbon nanotubes treated with ultrasound on the properties of frost-resistant rubbers // Rubber and rubber, 2022. No. 4.
- [10] Kryzhevich G. B. The influence of average cycle stresses on the fatigue life of structures made of polymer composite materials // Aerospace engineering and technology, 2023. No. 1.
- [11] Vetoshkin V. M., Dedyukin A. A., Krylov P. N., Fedotova I. V. Formation of nanocomposite films // Chemical physics and mesoscopy, 2009. No. 2. Vol. 11.
- [12] Shaidurova G. I., Oshchepkova M. Yu., Salova V. D., Oznobishin A. B. Study of the secant modulus of elastomers and packages of them depending on the loading speed // Aerospace technology. High technologies and innovations, 2019, issue 2.
- [13] Irzaev G. Kh. Reference and information system for selecting technological adhesive connections in instrument making // Adhesives, sealants, technologies, 2016, issue 1.
- [14] Lobkovsky D. S., Oshchepkova M. Yu., Kustov M. A., Trineeva V. V. Nanometric additives as a means of increasing the performance characteristics of adhesive systems in the manufacture of special equipment products // Adhesives, sealants, technologies, 2011, issue 8.

Сведения об авторах

Шайдурова Галина Ивановна – доктор технических наук, профессор, главный химик ПАО НПО «Искра». Окончила Ярославский политехнический институт в 1965 году. Область научных интересов: создание методологических основ разработки и применения композиционных материалов в конструкциях ракетных двигателей на твердом топливе.

Васильев Игорь Львович – кандидат технических наук, заместитель технического директора, главный технолог ПАО НПО «Искра». Окончил Пермский государственный технический университет в 1997 году. Область научных интересов: создание методологических основ разработки и применения композиционных материалов в конструкциях ракетных двигателей на твердом топливе.

Шевяков Яков Сергеевич – начальник отдела ПАО НПО «Искра». Окончил Пермский государственный технический университет в 2004 году. Область научных интересов: проведение исследовательских и экспериментальных работ по внедрению полимерных композиционных материалов в конструкциях ракетных двигателей на твердом топливе.

Ощепкова Марина Юрьевна – кандидат технических наук, начальник сектора ПАО НПО «Искра». Окончила Пермский государственный университет в 1983 году. Область научных интересов: повышение эксплуатационных свойств клеевых и герметизирующих составов, используемых при создании продукции ракетно-космической техники.

Кустов Михаил Алексеевич – ведущий инженер ПАО НПО «Искра». Окончил Пермский государственный технический университет в 2010 году. Область научных интересов: повышение эксплуатационных свойств клеевых и герметизирующих составов, используемых при создании продукции ракетно-космической техники.

АНАЛИЗ ВОПРОСОВ ДЕСАНТИРОВАНИЯ И ПОСАДКИ ВЕНЕРИАНСКОГО АППАРАТА С РОТОРНОЙ СИСТЕМОЙ В РЕЖИМЕ АВТОРОТАЦИИ

А. А. Шерemet, В. А. Воронцов, М. Ю. Яценко✉

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

Статья посвящена анализу вопросов, связанных с десантированием и посадкой венерианского аппарата на поверхность Венеры с использованием роторной системы, функционирующей в режиме авторотации. В условиях экстремальных параметров атмосферы Венеры, таких как высокая температура, плотность и давление, а также сильные порывы бокового ветра, традиционные методы торможения с использованием аэродинамического экрана и парашюта оказываются недостаточно эффективными. Роторная система, использующая авторотацию, предлагает энергоэффективное, многоуровневое и точное решение для управляемого спуска и посадки на поверхность Венеры. В ходе исследования были разработаны и проанализированы две основные схемы посадки: десантирование и авторотация после отделения от спускаемого аппарата, а также полет по заданной траектории с последующей посадкой в режиме авторотации. Эти методы обеспечивают безопасную и точную посадку, снижают риски и значительно увеличивают научную ценность миссии. Были выявлены потенциальные проблемы, связанные с проектированием венерианского аппарата с роторной системой, и разработана подробная матрица проблем, которая позволит наиболее эффективно использовать результаты проведенных исследований и применять их для проработки и оптимизации будущих миссий.

Ключевые слова: Венера, роторная система, авторотация, венерианский аппарат, винт.

Введение

Для исследования Венеры важно не только успешно запустить космический аппарат, но также обеспечить его безопасную и контролируемую посадку на поверхности планеты. Как показала практика, основным способом посадки были пассивные средства торможения – аэродинамический экран и парашют (рисунок 1) [1]. Аэродинамический экран не может обеспечить безопасную посадку на поверхность и совершить посадку в назначенную область, а парашюты, как правило, не могут быть использованы повторно.

В условиях экстремальной температуры, плотной атмосферы и высокого поверхностного давления на Венере (рисунок 2) одним из подходов к контролируемому спуску является использование аппарата с роторной системой. Предлагается выполнять спуск в режиме авторотации, при котором не требуется работа электродвигателя, что повы-

шает энергоэффективность. Венерианский аппарат с роторной системой способен регулировать скорость как во время авторотации, так и во время полета, что позволит избежать нештатных ситуаций, например, при посадке, вызванных препятствиями (трещины, уступы, крутые склоны и др.) на поверхности Венеры.

Авторотация позволяет контролировать спуск на Венеру за счет применения аэродинамического управления роторной системой, что делает этот метод привлекательным для будущих исследовательских миссий на планете [2]. В то время как авторотация не является новой технологией и используется вертолетами для посадки в случае отказа двигателя, на других планетах она не применялась, но идея использования данного способа для исследовательских миссий на других планетах известна уже давно. Прототипы и конструкции исследовались в течение длительного времени. На рисунке 3 показана временная шкала, включающая изображения концепций авторотационных аппаратов. Это включает в себя такие прототипы, как Auto-Rotation in Martian Descent and Landing AMDL [3]

✉ misha-yacenko@mail.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2024

и ARMADA [4], разработанные в качестве демонстрационных образцов для полета на Марс в 2009 году. В 2013 году были реализованы проекты Daedalus 1 [5; 6] и Daedalus 2 [7], в ходе которых были протестированы два аппарата с авторотацией, названные Spaceseed v1, который был успешно запущен в 2019 году, и Spaceseed v2. Другие варианты подробно описаны в работе Диаса [8].

1. Предлагаемые схемы посадки в режиме авторотации

В ходе работы были предложены и рассмотрены схемы посадки в режиме авторотации, такие как:

- схема десантирования и посадки в режиме авторотации после отделения от спускаемого аппарата (рисунок 4);
- схема полёта по заданной траектории с посадкой в режиме авторотации (рисунок 5).

2. Цели и задачи исследования

Цель работы состоит в том, чтобы разработать и провести анализ схемы посадки венерианского аппарата с роторной системой на поверхность Венеры в режиме авторотации для обеспечения безопасной и точной посадки.

Задачи исследования:

- 1) разработка и анализ схемы посадки: создание и анализ концептуальной схемы посадки, включающей в себя выбор оптимального момента перехода в режим авторотации и высоты начала спуска;
- 2) идентификация рисков и обзор возможных решений: определение потенциальных проблем, связанных с посадкой в режиме авторотации, и анализ рисков.

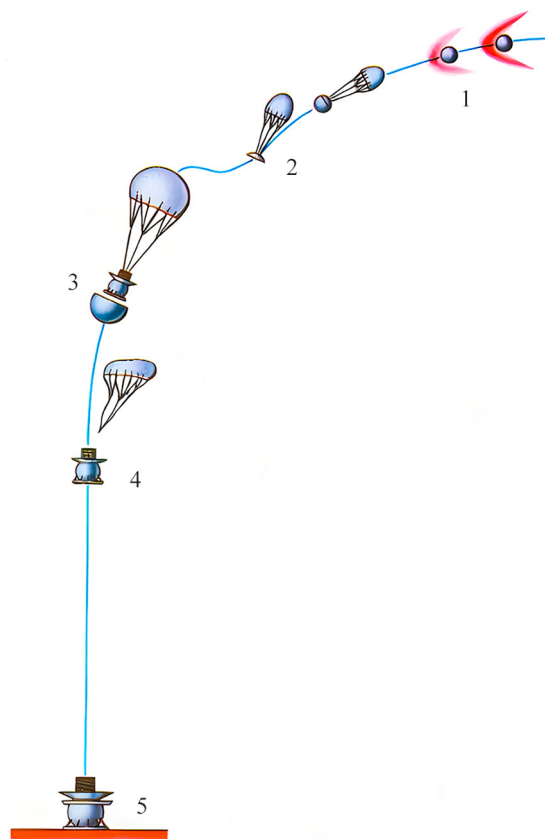


Рисунок 1. Схема посадки посадочного модуля «Вега»: 1 – вход в атмосферу; 2 – отделение верхней полусферы; 3 – раскрытие тормозного парашюта, сброс нижней полусферы, начало измерений в атмосфере; 4 – отделение тормозного парашюта; 5 – посадка, исследование на поверхности

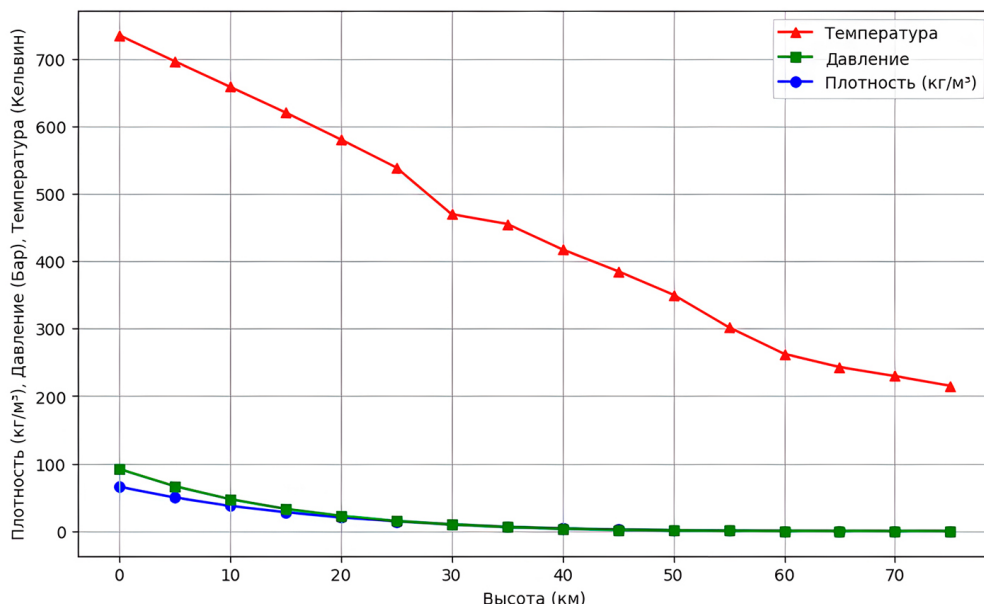


Рисунок 2. Зависимость давления, температуры и плотности от высоты в атмосфере Венеры

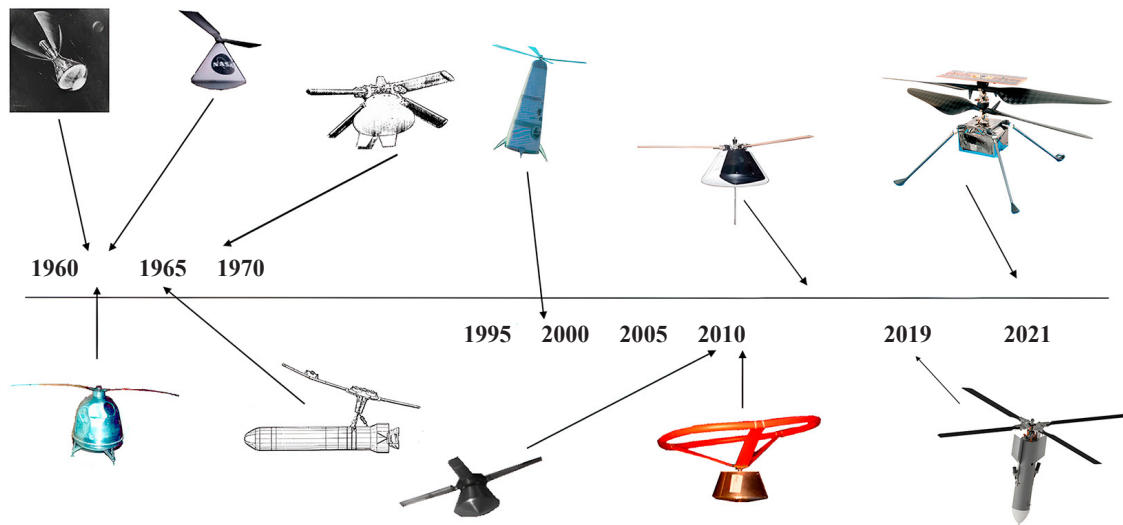


Рисунок 3. Временная шкала прототипов с роторной системой

Далее более подробно рассмотрим предлагаемые схемы движения венерианского аппарата в режиме авторотации в атмосфере.

3. Схемы движения венерианского аппарата в атмосфере Венеры

На рисунках 4–5 показаны схемы десантирования и посадки в режиме авторотации после отделения от спускаемого аппарата и полёта по заданной траектории с посадкой в режиме авторотации, а также описаны этапы движения в атмосфере Венеры.

Этап 1. Ввод тормозной парашютной системы на уровне верхней границы облачного слоя 65 км.

Этап 2. Увод верхней теплозащитной оболочки.
Этап 3. Частичное раскрытие несущего винта. После увода верхней теплозащитной оболочки начинается частичное раскрытие несущего винта. Лопастей несущего винта разворачиваются частично, создавая подъемную силу, которая помогает замедлить аппарат и подготовить его к полной авторотации [9].

Этап 4. Отстрел нижней теплозащитной оболочки. Нижняя теплозащитная оболочка, которая защищает аппарат от экстремальных температур во время атмосферного входа, сбрасывается, чтобы раскрыть посадочные опоры.

Этап 5. Полное раскрытие несущего винта + авторотация. Лопастей несущего винта полностью разворачиваются, создавая достаточную подъемную силу для авторотации. Аппарат начинает

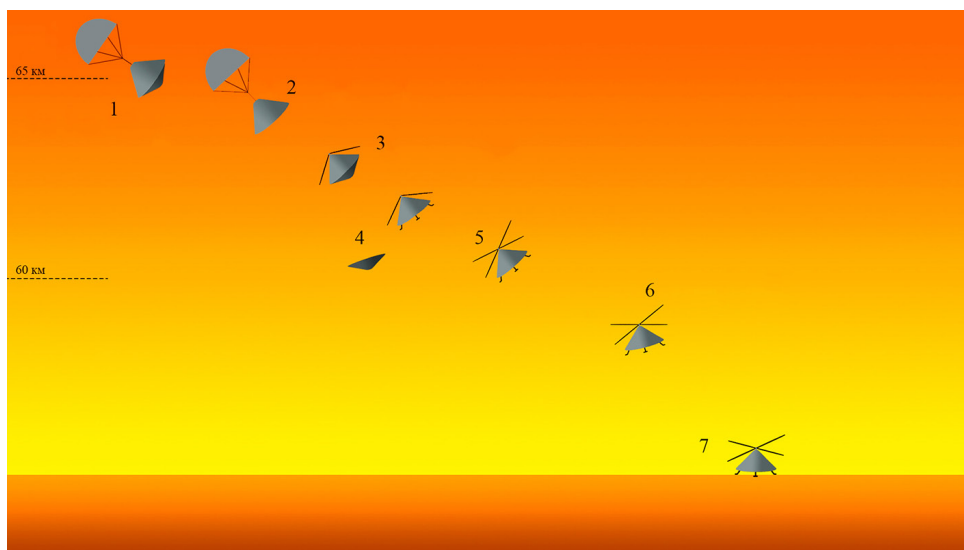


Рисунок 4. Схема десантирования и посадки в режиме авторотации после отделения от спускаемого аппарата: 1 – ввод тормозной парашютной системы; 2 – увод верхней теплозащитной оболочки; 3 – частичное раскрытие несущего винта; 4 – отстрел нижней теплозащитной оболочки; 5 – полное раскрытие несущего винта + авторотация; 6 – спуск в режиме авторотации; 7 – посадка

контролируемый спуск, используя принцип авторотации.

Этап 6. Спуск в режиме авторотации. Аппарат способен маневрировать для коррекции траектории и подготовки к точной посадке на поверхность Венеры.

Этап 7. Посадка. Аппарат совершает мягкую посадку на поверхность Венеры, а также осуществляет анализ данных, собранных во время спуска в режиме авторотации, чтобы оценить успешность посадки.

Ниже показана схема полёта по заданной траектории с посадкой в режиме авторотации (рисунок 5).

Этап 4. Отключение электродвигателя. Как только электродвигатель венерианского аппарата будет выключен, аппарат начнёт постепенно входить в режим авторотации.

Этап 5. Авторотация + маневрирование – во время авторотации, когда аппарат начинает процедуру посадки, данные о параметрах полета и состоянии аппарата будут активно собираться и контролироваться. Параметры посадки с помощью авторотации будут ограничены определенными значениями (скорость посадки, **угол атаки лопастей и др.**). В случае каких-либо отклонений от требуемых значений данных параметров режим

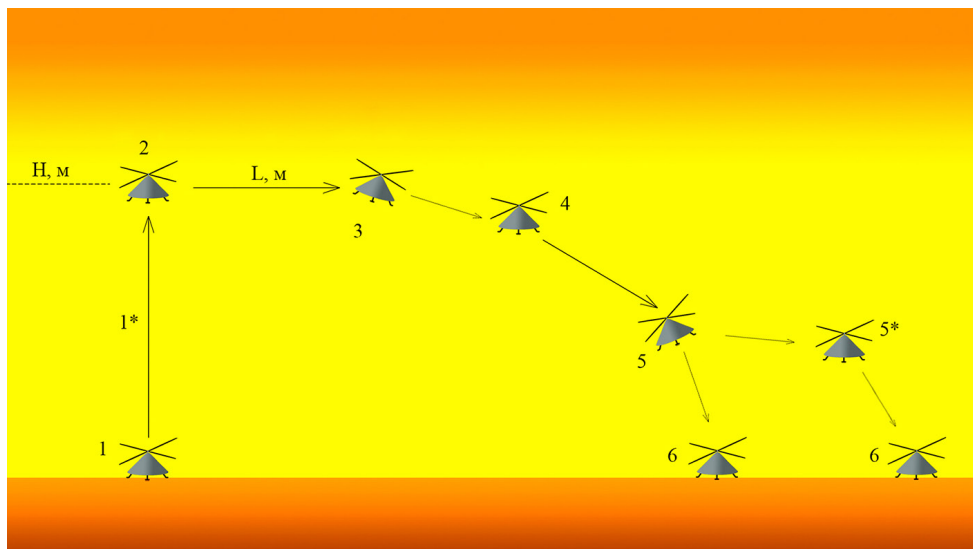


Рисунок 5. Схема полёта по заданной траектории с посадкой в режиме авторотации: 1 – подготовительные действия аппарата для взлёта; 1* – взлёт на заданную высоту; 2 – зависание аппарата на заданной высоте; 3 – полёт на определенную дистанцию; 4 – отключение электродвигателя; 5 – авторотация + маневрирование; 5* – авторотация + режим полёта; 6 – посадка

Этап 1. Аппарат на поверхности выполняет подготовительные действия, такие как проверка систем, калибровка инструментов и сбор начальных данных, чтобы обеспечить успешный и безопасный подъем.

Этап 1*. Венерианский аппарат поднимается на заданную высоту над поверхностью (H, м). Важно иметь достаточную высоту, необходимую для раскрутки несущего винта во время снижения [10].

Этап 2. Зависание аппарата на высоте и проверка системы. После достижения определенной высоты аппарат зависает для тщательной проверки всех параметров перед активацией режима авторотации.

Этап 3. Полёт на определенную дистанцию (L, м). Аппарат пролетает определенное расстояние L в горизонтальном направлении и набирает достаточную горизонтальную скорость для быстрого перевода кинетической энергии движения венерианского аппарата в энергию вращения винта [10].

авторотации будет отменен и будет выполнена посадка с включенным электродвигателем.

Этап 5*. Авторотация + режим полёта – аппарат в режиме авторотации может спуститься на высоту H_{min} , где произойдет включение роторной системы и аппарат сможет выполнить полёт на определенное расстояние (L, м).

Этап 6. Посадка. После успешного режима авторотации аппарат благополучно совершит посадку на поверхность.

4. Матрица проблем

В результате исследования были выделены проблемы, которые систематизированы в форме матрицы (таблицы 1–3). Эта матрица может быть использована как инструмент поддержки для разработки технических решений при создании аппарата с роторной системой для исследования Венеры. Она отображает основные этапы работы аппарата в атмосфере Венеры по горизонтали и системы аппарата по вертикали [11].

Таблица 1

Матрица проблем при разработке венерианского аппарата с роторной системой на этапе «Отделение от спускаемого аппарата»

Система	Спускаемый аппарат
Система отделения	Обеспечение надежного функционирования системы разделения
Силовая установка с роторной системой	Воздействие ударных и других нагрузок на детали роторной системы
Система управления электродвигателем	–
Система обеспечения функционирования аппаратуры	Повреждение научной аппаратуры и приборов
Система накопления энергии – аккумуляторные батареи	–

Таблица 2

Матрица проблем при разработке венерианского аппарата с роторной системой на этапе «Десантирование и посадка в режиме авторотации после отделения от спускаемого аппарата»

Система	Десантирование и посадка в режиме авторотации
Система отделения	–
Силовая установка с роторной системой	Раскрытия лопастей; Разблокирование винта для обеспечения самовращения; Воздействие аэродинамических, вибрационных нагрузок на роторную систему
Система управления электродвигателем	Переход аппарата на режим с включенным электродвигателем
Система обеспечения функционирования аппаратуры	Отказ научной аппаратуры аппарата
Система накопления энергии – аккумуляторные батареи	Выход из строя научной аппаратуры аппарата

Таблица 3

Матрица проблем при разработке венерианского аппарата с роторной системой на этапах «Взлёт с поверхности, полёт, посадка в режиме авторотации и посадка с включенным электродвигателем»

Система	Взлёт с поверхности	Полёт	Посадка в режиме авторотации	Посадка с включенным электродвигателем
Система отделения	–	–	–	–
Силовая установка с роторной системой	Функционирование роторной системы в условиях агрессивной атмосферы			
Система управления электродвигателем	Гарантированный запуск электродвигателя	Стабилизация аппарата в положение равновесия	–	Воздействие аэродинамических, вибрационных нагрузок на роторную систему; Переход аппарата на этот режим
Система обеспечения функционирования аппаратуры	Отказ научной аппаратуры аппарата во время выполнения траекторных маневров			
Система накопления энергии – аккумуляторные батареи	Перегрев батарей	Потеря мощности из-за длительного использования	–	Недостаточно энергии для активации электродвигателя

Заключение

Использование роторной системы в режиме авторотации для посадки венерианского аппарата на Венеру представляет собой перспективное и инновационное решение. В условиях экстремальных температур, плотной атмосферы, высокого поверхностного давления и сильных ветров на Венере этот метод обеспечивает несколько значительных преимуществ: энергоэффективность, точность посадки и возможность многократного использования.

В ходе исследования была разработана и проанализирована концептуальная схема посадки, включающая оптимальный момент перехода в режим авторотации и высоту начала спуска. В результате были предложены две основные схемы посадки:

1) авторотация после отделения от спускаемого аппарата;

2) взлёт и полёт по заданной траектории с последующей посадкой в режиме авторотации.

Применение предложенных схем может значительно повысить точность посадки на Венеру, а также снизить вероятность возникновения нештатных ситуаций. Дальнейшие исследования и разработки в этой области помогут улучшить предлагаемые методы и обеспечить успешное выполнение будущих миссий по изучению Венеры.

В ходе исследования также были выявлены потенциальные проблемы, которые могут возникнуть при проектировании венерианского аппарата с роторной системой. Эти вопросы необходимо учитывать на начальных этапах проектирования и при разработке схемы десантирования и посадки для исследования Венеры. В результате была составлена матрица проблем, что позволит наиболее эффективно использовать результаты работы и применять их для проработки будущих миссий.

Список литературы

- [1] Воронцов В. А., Малышев В. В., Пичхадзе К. М. Системное проектирование космических десантных аппаратов. М.: МАИ, 2021. 256 с.
- [2] Clemens R., Nakan K. Towards Использование авторотации в межпланетных исследованиях на примере Венеры // 73-й Международный астронавтический конгресс (IAC), Париж, Франция, 18–22 сентября 2022.
- [3] AMDL: Автоматическое вращение при спуске и посадке на Марс. Контракт с ЕКА No. 21233/07/NL/CB. – URL: http://nebula.esa.int/sites/default/files/neb_study/952/C_21233ExS.pdf (дата обращения 15.05.2024).
- [4] Peters T., Cadenas R., Tortora P., Talamelli A., Giulietti F., Pulvirenti B., Saggiani G., Rossetti A., Corbelli A., Kervendal E. Armada: Автоматическое вращение при спуске и посадке на Марс // техн. отч., ЕКА, EADS и GMV. 2009. 25 с.
- [5] Riegler C., Angelov I., Kohmann F., Neumann T., Bilican A. и др. Проект «Daedalus», управляемый несущим винтом спуск и посадка на gexus23 // 2-ой Симпозиум по космической образовательной деятельности.– 2018. С. 278–282.
- [6] Riegler C., Angelov I., Appelt T. и др. Проект «Daedalus»: На пути к посадке и спуску на основе авторотации // 71-й Международный астронавтический конгресс (IAC), 2020.
- [7] Mehringer, Werner L., Riegler C., Dunschen F. Демонстратор суборбитальной посадки с авторотацией на gexus 29 // 4-й симпозиум по космической образовательной деятельности. 2022. 6 с.
- [8] Diaz-Silva R. A., Arellano D., Sarigulklijn M., Sarigul-Klijn N. Вращающиеся замедлители для космических аппаратов: исторический обзор и результаты моделирования // Конференция и экспозиция AIAA SPACE 2013, Американский институт аэронавтики и астронавтики. Сент., 2013. 20 с.
- [9] Шеремет А. А., Рыжков В. В. Развертывание десантного модуля с роторной системой в атмосфере Венеры // Системный анализ, управление и навигация: Тезисы докладов. Сборник г. Евпатория, 2–9 июля 2023 года. 2023. С. 128–130.
- [10] Куприков М. Ю. Авторотация // Большая российская энциклопедия. Электронная версия. 2017. – URL: http://old.bigenc.ru/technology_and_technique/text/4137761?ysclid=lx67akkajf866922201 (дата обращения 08.06.2024).
- [11] Яценко М. Ю., Воронцов В. А., Рыжков В. В. Обзор проблемных вопросов создания мультироторного летательного аппарата для исследования Венеры // Инженерный журнал: наука и инновации. 2023. Вып. 2. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-2-2255>.

ANALYSIS OF THE ISSUES OF DESCENT AND LANDING OF A VENUSIAN VEHICLE WITH A ROTARY SYSTEM IN AUTOROTATION MODE

A.A. Sheremet, V.A. Vorontsov, M. Yu. Yatsenko

Moscow Aviation Institute
Moscow, The Russian Federation

The article is devoted to the analysis of issues related to the descent and landing of the Venusian vehicle on the surface of Venus using a rotary system operating in autorotation mode. In conditions of extreme atmospheric parameters of Venus, such as high temperature, density and pressure, as well as strong gusts of crosswind, traditional braking methods using an aerodynamic shield and a parachute are not effective enough. The rotary system using autorotation offers an energy-efficient, reusable and precise solution for controlled descent and landing on the surface of Venus. During the study, two main landing schemes were developed and analyzed: landing and autorotation after separation from the lander, as well as flight along a given trajectory followed by landing in autorotation mode. These methods ensure a safe and accurate landing, reduce risks and significantly increase the scientific value of the mission. Potential problems related to the design of the Venusian vehicle with a rotary system were identified, and a detailed matrix of problems was developed that will allow the most effective use of the results of the research and apply them to the elaboration and optimization of future missions.

Keywords: Venus, rotary system, autorotation, Venusian vehicle, propeller.

References

- [1] Vorontsov V.A., Malyshev V.V., Pichkhadze K.M. System design of space landing vehicles. Moscow: MAI, 2021. 256 p.
- [2] Clemens R., Hakan K. Towards Utilization of Autorotation in In-terplanetary Exploration on the example of Venus // 73rd International As-tronautical Congress (IAC), Paris, France, 18–22 September 2022.
- [3] AMDL: Auto-Rotation in Martian Descent and Landing. ESA Contract No.21233/07/NL/CB. – URL: http://nebula.esa.int/sites/default/files/neb_study/952/C_21233ExS.pdf (Accessed May 15, 2024).
- [4] Peters T., Cadenas R., Tortora P., Talamelli A., Giulietti F., Pulvi-renti B., Saggiani G., Rossetti A., Corbelli A., Kervendal E. Armada: Auto-rotation in martian descend and landing // tech. rep., ESA, EADS and GMV. 2009. 25 p.
- [5] Riegler C., Angelov I., Kohmann F., Neumann T., Bilican A., Hof-mann K., Pielucha J., Böhm A., Fischbach B., Appelt T., Willand L., Wizemann O., Menninger S., von Pichowski J., Staus J., Hemmelmann E., Seisl S., Fröhlich C., Plausonig C., Rath R. Project daedalus, rotor con-trolled descent and landing on rexus23 // 2nd Symposium on Space Educa-tional Activities. 2018, pp. 278–282.
- [6] Riegler C., Angelov I., Appelt T., Bilican A., Böhm A., Fischbach B., Fröhlich C., Pielucha J.G., Hartl A., Hemmelmann E., Hofmann K., Kappl P., Kohman F., Menninger S., Neumann T., von Pichowski J., Plauso-nig C., Rath R., Seisl S., Staus J., Willand L., Wizemann O., Bergmann P., Dunschen F., Holzer P., Wagner U., Werner L. Project Daedalus: Towards Autorotation based Landing and Descent // 71st IAC Proceedings, 2020.
- [7] Mehringer, Werner L., Riegler C., Dunschen F. Suborbital autorota-tion landing demonstrator on rexus 29 // 4th Symposium on Space Educa-tional Activities Universitat Politècnica de Catalunya. 2022. 6 p.
- [8] Diaz-Silva R. A., Arellano D., Sarigulklijn M., Sarigul-Klijn N. Ro-tary decelerators for space-craft: Historical review and simulation results // AIAA SPACE 2013 Conference and Exposition, American Institute of Aero-nautics and Astronautics. Sept, 2013. 20 p.
- [9] Sheremet A.A., Ryzhkov V.V. Deployment of a landing module with a rotary system in the atmosphere of Venus // System analysis, control and navigation: Abstracts of reports. Collection. Yevpatoria, July 2–9, 2023, pp. 128–130.
- [10] Kuprikov M. Yu. Autorotation // The Great Russian Encyclopedia. The electronic version. 2017. – URL: http://old.bigenc.ru/technology_and_technique/text/4137761?ysclid=lx67akkajf866922201 (Accessed June 08, 2024).
- [11] Yatsenko M. Yu., Vorontsov V.A., Ryzhkov V.V. Review of problematic issues of creating a multirotor aircraft for the exploration of Venus // Engineering Journal: Science and Innovation. 2023. Issue 2. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-2-2255>.

Сведения об авторах

Шеремет Алексей Алексеевич – аспирант Института № 6 «Аэрокосмический» МАИ. Область научных интересов: проектирование и конструкция ракетно-космической техники.

Воронцов Виктор Александрович – доктор технических наук, профессор кафедры «Космические системы и ракетостроение» и кафедры «Системный анализ и управление» Института № 6 «Аэрокосмический» МАИ. Окончил МАИ с отличием в 1975 году. Область научных интересов: проектирование автоматических космических аппаратов для исследования дальнего космоса.

Яценко Михаил Юрьевич – аспирант Института № 6 «Аэрокосмический» МАИ. Окончил МАИ с отличием в 2021 году. Область научных интересов: проектирование и конструкция ракетно-космической техники и космических аппаратов для исследования дальнего космоса.

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).

