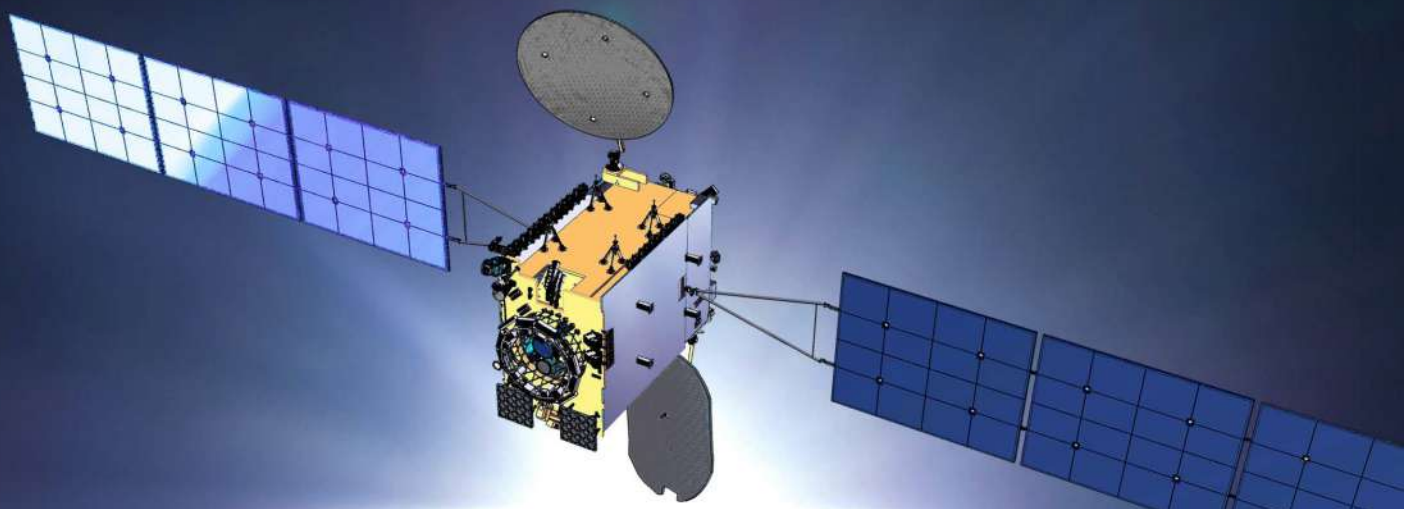
ISSN 2618-7957

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS & TECHNOLOGIES



КА «Экспресс-АМУ3»

Разработчик и производитель: АО «ИСС»

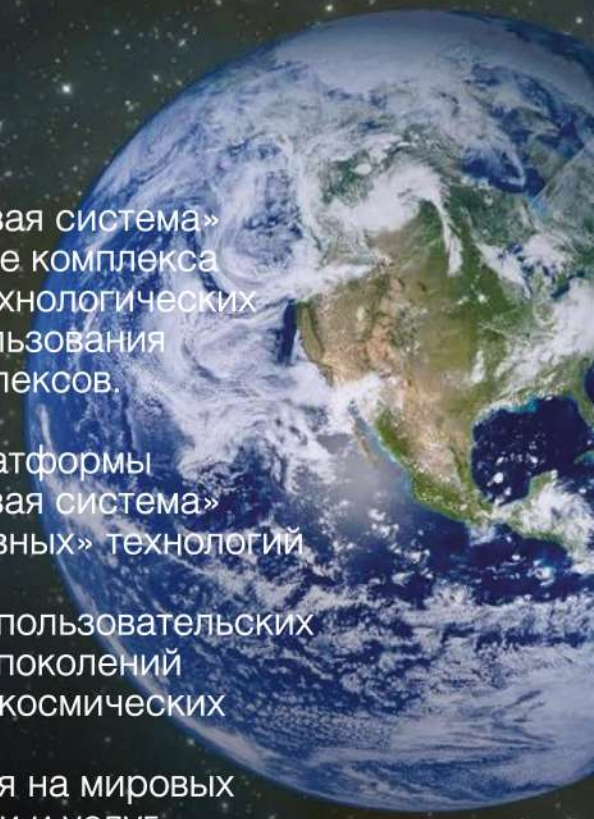
Технологическая платформа

НИСС

Национальная Информационная Спутниковая Система

№2 (40)
2022

НИСС



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

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

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

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

Сайт ТП «НИСС»: tp.iss–reshetnev.ru

Космические аппараты и технологии

ISSN 2618-7957

SPACECRAFTS & TECHNOLOGIES

Том 6

№ 2 (40)
2022

Выходит один раз в три месяца

Красноярский край
Железногорск

Космические аппараты и технологии

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

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

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

Редакционный совет
Алифанов Олег Михайлович
академик РАН, д-р техн. наук, профессор (Москва)
Аннин Борис Дмитриевич
академик РАН, д-р физ.-мат. наук, профессор (Новосибирск)
Васильев Валерий Витальевич
академик РАН, д-р техн. наук, профессор (Хотьково)
Попов Гарри Алексеевич
академик РАН, д-р техн. наук, профессор (Москва)
Шабанов Василий Филиппович
академик РАН, д-р физ.-мат. наук, профессор (Красноярск)
Махутов Николай Андреевич
чл.-кор. РАН, д-р техн. наук, профессор (Москва)
Петрукович Анатолий Алексеевич
чл.-кор. РАН, д-р физ.-мат. наук, профессор (Москва)
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)
Фатеев Юрий Леонидович
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)
Хартов Виктор Владимирович
д-р техн. наук, профессор (Королёв)
Чеботарев Виктор Евдокимович
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)
Чернявский Александр Григорьевич
(Королёв)

Редакционная коллегия
Головёнкин Евгений Николаевич
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)
Двирный Валерий Васильевич
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)
Лопатин Александр Витальевич
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)
Охоткин Кирилл Германович
д-р физ.-мат. наук, доцент (Железногорск)
Пономарев Сергей Васильевич
д-р техн. наук (Томск)
Матвеев Станислав Алексеевич
канд. техн. наук (Санкт-Петербург)
Непомнящий Олег Владимирович
канд. техн. наук, доцент (Красноярск)
Симунин Михаил Максимович
канд. техн. наук, доцент (Красноярск)
Смотров Андрей Васильевич
канд. техн. наук (Жуковский)
Сухотин Виталий Владимирович
канд. техн. наук, доцент (Красноярск)
Хартов Станислав Викторович
канд. техн. наук (Красноярск)

Ежеквартальный научный журнал
Издается с 2012 года

ISSN 2618-7957

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

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

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

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

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

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

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

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

Адрес учредителя, редакции и издателя:
662972, Красноярский край, 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 16472
Дата выхода в свет 24.06.2022

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

Свободная цена

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

Spacecrafts & Technologies

Chief Editor
Testoyedov Nikolay A.
Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor, Chairman of Editorial Board (Russian Federation)

Deputy Chief Editor
Khalimanovich Vladimir I.
PhD in Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation)

Executive Secretary
Khnykin Anton V.
PhD in Engineering (Russian Federation)

Editorial Board
Alifanov Oleg M.
Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)
Annin Boris D.
Academician of RAS, Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation)
Popov Garry A.
Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)
Shabanov Vasily Ph.
Academician of RAS, Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation)
Vasiliev Valery V.
Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)
Makhutov Nikolay A.
Corresponding Member of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)
Petrukovich Anatoly A.
Corresponding Member of RAS, Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation)
Shaidurov Vladimir V.
Corresponding Member of RAS, Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation)
Belyaev Boris A.
Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)
Chebotarev Victor E.
Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)
Fateev Yury L.
Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)
Garin Eugene N.
Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)
Khartov Victor V.
Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)
Kosenko Victor E.
Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)
Krasilshchikov Michael N.
Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)
Medvedtskiy Alexander L.
Doctor of Physics and Mathematics (Russian Federation)
Nadiradze Andrey B.
Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)
Ovchinnikov Sergey G.
Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation)
Panko Sergey P.
Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)
Pchelyakov Oleg P.
Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation)
Cherniavsky Alexander G.
(Russian Federation)

Editorial Council
Golovenkin Eugene N.
Doctor of Engineering, Professor, Professor (Russian Federation)
Dvirny Valery V.
Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)
Lopatin Alexander V.
Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)
Okhotkin Kirill G.
Doctor of Physics and Mathematics, Associate Professor (Russian Federation)
Ponomarev Sergey V.
Doctor of Physics and Mathematics (Russian Federation)
Khartov Stanislav V.
PhD in Engineering (Russian Federation)
Matveev Stanislav A.
PhD in Engineering (Russian Federation)
Nepomnyashy Oleg V.
PhD in Engineering, Associate Professor (Russian Federation)
Simunin Mikhail M.
PhD in Engineering, Associate Professor (Russian Federation)
Smotrov Andrey V.
PhD in Engineering (Russian Federation)
Sukhotin Vitaly V.
PhD in Engineering, Associate Professor (Russian Federation)

Scientific quarterly journal
Published since 2012

ISSN 2618-7957

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

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

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

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

The journal sections:

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

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

The publication of manuscripts is free of charge.

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

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА **ROCKET AND SPACE EQUIPMENT**

Д. В. Сорокин, Л. А. Бабкина, О. В. Бразговка 61 **D. V. Sorokin, L. A. Babkina, O. V. Brazgovka**
ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ОСНОВЕ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ
DESIGNING VARIOUS-PURPOSE SUBASSEMBLIES BASED ON TOPOLOGICAL OPTIMIZATION

Н. Э. Коваленко, А. А. Внуков 83 **N. E. Kovalenko, A. A. Vnukov**
ПРИМЕНЕНИЕ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В СИСТЕМЕ КОРРЕКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
APPLICATION OF ELECTRIC THRUSTERS IN A SPACECRAFT PROPULSION SYSTEM

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

А. В. Гирн, М. С. Руденко, В. Б. Тайгин, А. Е. Михеев, Д. В. Раводина 90 **A. V. Girn, M. S. Rudenko, V. B. Taigin, A. E. Mikheev, D. V. Ravodina**
ВЛИЯНИЕ ЛАЗЕРНОЙ ОБРАБОТКИ ПОВЕРХНОСТИ ТИТАНОВЫХ ОБРАЗЦОВ НА АДГЕЗИОНУЮ ПРОЧНОСТЬ КЛЕЕВЫХ СОЕДИНЕНИЙ
THE EFFECT OF LASER SURFACE TREATMENT OF TITANIUM SAMPLES ON THE ADHESIVE STRENGTH OF ADHESIVE JOINTS

М. М. Михайлов, В. А. Горончко 102 **M. M. Mikhailov, V. A. Goronchko**
ОПТИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА И РАДИАЦИОННАЯ СТОЙКОСТЬ ПОЛИПРОПИЛЕНА, МОДИФИЦИРОВАННОГО НАНОЧАСТИЦАМИ MgO
OPTICAL PROPERTIES AND RADIATION STABILITY OF POLYPROPYLENE MODIFIED WITH MGO NANOPARTICLES

В. В. Тимофеев, И. В. Трифанов 109 **V. V. Timofeev, I. V. Trifanov**
МЕТОДИКА РАСЧЕТА УСИЛИЙ, НЕОБХОДИМЫХ ПРИ ГИБКЕ ТРУБ МАЛОГО СЕЧЕНИЯ ПРЯМОУГОЛЬНОГО ПРОФИЛЯ
METHOD FOR CALCULATING THE FORCES REQUIRED WHEN BENDING PIPES OF SMALL CROSS-SECTION WITH A RECTANGULAR PROFILE

И. П. Попов 119 **I. P. Popov**
ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЕ УСТРОЙСТВО ДЛЯ ОРИЕНТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
ELECTROMAGNETIC DEVICE FOR SPACECRAFT ORIENTATION

КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ **SPACE INSTRUMENT ENGINEERING**

Д. Д. Дмитриев, В. Н. Тяпкин, Ю. Л. Фатеев, А. Б. Гладышев, Н. С. Кремез 123 **D. D. Dmitriev, V. N. Tyapkin, Yu. L. Fateev, A. B. Gladyshev, N. S. Kremez**
МЕТОДЫ ВЗАИМНОЙ ВЫСОКОТОЧНОЙ НАВИГАЦИИ, ОСНОВАННЫЕ НА ИСПОЛЬЗОВАНИИ ОТНОСИТЕЛЬНЫХ РЕЖИМОВ РАБОТЫ УГЛОМЕРНЫХ ПРИЕМНИКОВ СИГНАЛОВ ГЛОБАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ
METHODS OF MUTUAL HIGH-PRECISION NAVIGATION BASED THE USE OF RELATIVE MODES OF ANGLE-MEASURING RECEIVERS OF GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEMS SIGNALS

ИННОВАЦИИ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ **INNOVATIONS OF THE SPACE INDUSTRY**

В. М. Кульков, С. О. Фирсюк, А. М. Юров, С. А. Тузиков, Ю. Г. Егоров, Юн Сон Ук 133 **V. M. Kulkov, S. O. Firsyuk, A. M. Yurov, S. A. Tuzikov, Yu. G. Egorov, Sung Wook Yoon**
ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ И ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА БАЗЕ УНИФИЦИРОВАННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПЛАТФОРМ
PRINCIPLES OF CONSTRUCTION AND APPLICATION AREAS OF SMALL SPACECRAFT BASED ON UNIFIED SPACE PLATFORMS

УДК 629.7.022
DOI 10.26732/j.st.2022.2.01

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ОСНОВЕ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

Д. В. Сорокин✉, Л. А. Бабкина, О. В. Бразговка

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

В последние десятилетия активно развиваются теория, алгоритмы и технологии топологической оптимизации для решения задач в различных областях. Данная методика находит широкое применение и использование при проектировании элементов конструкций в инженерных задачах. Отдельный интерес вызывает реализация методов топологической оптимизации в аэрокосмической отрасли. Основным результатом топологической оптимизации является определение эффективного распределения (использования) материала (материалов) в детали. В статье представлен обзор последних достижений, связанных с проектированием изделий широкого назначения, в том числе для ракетно-космической техники, на основе топологической оптимизации. Кратко перечислены основные алгоритмы для решения задач топологической оптимизации. Отдельный акцент в обзоре сделан на открывающиеся качественно новые возможности при моделировании ячеистых и сетчатых структур, изделий из композиционных материалов и мультиматериалов. Приведены примеры решений топологической оптимизации, ставшие уже классическими. Многие полученные результаты проектирования тесно связаны с внедрением различных современных технологий аддитивного производства. В заключении обзора формулируются актуальные вопросы, решение которых позволит обеспечить потенциал будущего роста и перспективы применения всей рассмотренной совокупности технологий проектирования и аддитивного производства в аэрокосмической отрасли.

Ключевые слова: топологическая оптимизация, геометрическое моделирование, ячеистая структура, инженерный анализ, композиционный материал, аддитивные технологии.

Введение

Более 30 лет назад появились первые теоретические и прикладные исследования в области топологической оптимизации (ТО). Первые, наиболее полные и стройные, описания теории и ее приложения были представлены в [1–4].

Термин ТО обозначает методику или технологию, основанную на некоторых вычислительных математических методах, для определения эффективного распределения (использования) материала в детали или конструкции с точки зрения максимизации (минимизации) физико-технических параметров изделия при заданных ограничениях и схемах нагрузки (эксплуатации). Нахождение оптимального проектного решения для конструкции с точки зрения эффективного (непрерывного или дискретного) распределения материала – нетривиальная задача, и без применения современных вычислительных компьютерных технологий – трудноразрешимая. За последние десятилетия данная технология в проектировании стала очень популярной и востребованной. Десятки коммерческих и бесплатных прикладных программных продуктов реализуют данную методику. Большой список программного обеспечения, которое позволяет решать задачи различной сложности с применением методов ТО, можно увидеть здесь [5].

1. Проекты и решения

На данный момент разработаны различные методы оптимизации размеров, формы и топологии конструкций, которые широко используются при проектировании деталей и элементов сборок в различных областях. Среди существующих мето-

✉ dmitros104@gmail.com

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2022

дов оптимизации ТО была признана одним из наиболее эффективных инструментов для конструирования деталей и элементов сборок. Например, сочетание в элементе конструкции наименьшего веса и высокой жесткости (прочности) или низкой (высокой) теплопроводности. Применение ТО, в сочетании с инженерным анализом, дает новые, уникальные возможности при проектировании инновационных деталей, сборочных единиц, ферменных конструкций и реинжиниринга существующих конструкторских решений. Решение различных задач на основе ТО находит свое применение во многих областях: автомобилестроение (рис. 1), машиностроение (рис. 2, 3*а* и 3*б*), авиа-, ракетостроение (рис. 4 и 5), гражданское строительство, архитектура и дизайн (дизайн интерьеров) (рис. 6–8), химическая промышленность (рис. 9), медицина и др. (рис. 10).

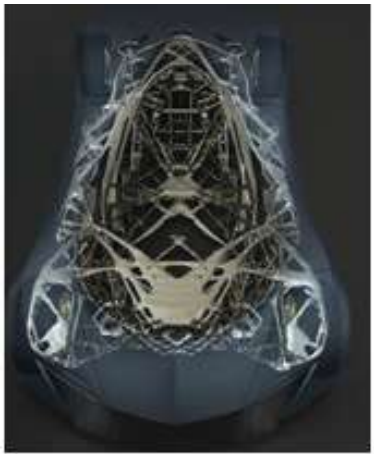


Рис. 1. Примеры оптимизации: силовой каркас кузова автомобиля [6]

Рис. 2. Примеры оптимизации: основание

а

б

Рис. 3. Примеры оптимизации: *а* – коромысло, *б* – качалка

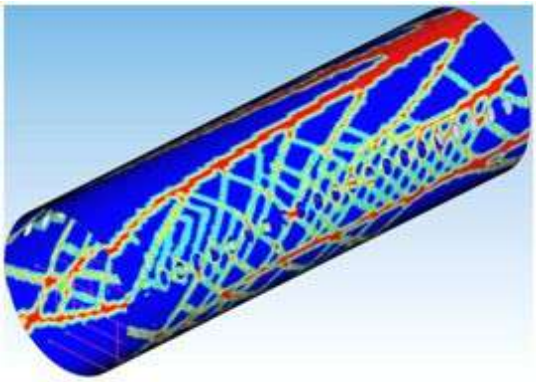


Рис. 4. Примеры оптимизации: фюзеляж самолета

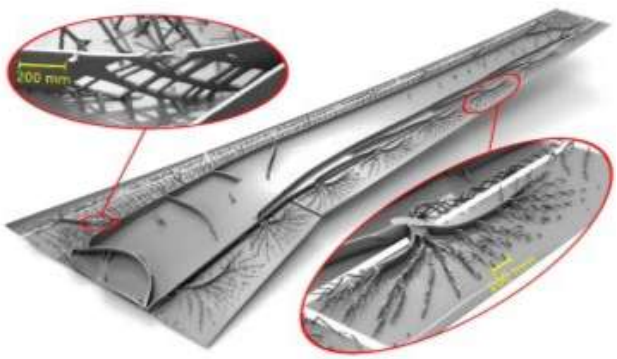
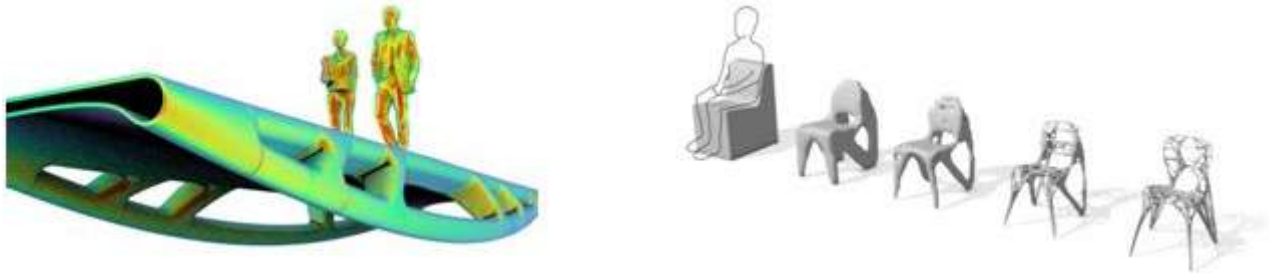


Рис. 5. Примеры оптимизации: силовой каркас крыла [7]

а *б*

Рис. 6. Примеры оптимизации: *а* – проект общественного пространства; *б* – проект сооружения



а *б*

Рис. 7. Примеры оптимизации: *а* – пешеходный мост; *б* – дизайн мебели

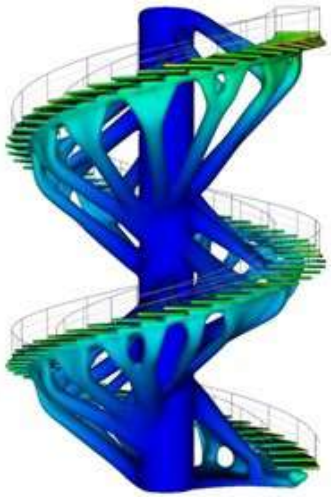


Рис. 8. Примеры оптимизации: винтовая лестница

Рис. 9. Примеры оптимизации: реактор

Рис. 10. Примеры оптимизации: радиатор

Отдельный, особенный интерес вызывает применение ТО в аэрокосмической отрасли для создания легких, прочных и технологичных решений при соблюдении стоимостных, материальных и временных ограничений [8].

2. Алгоритмы топологической оптимизации

В общем виде процесс поиска проектного решения на основе ТО можно представить следующей схемой (рис. 11) и описанием.

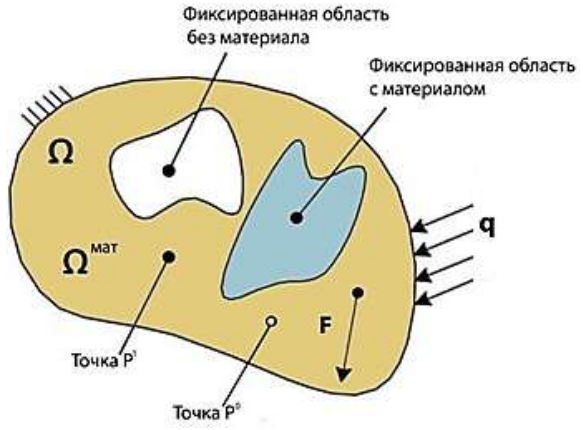


Рис. 11. Схема решения

Пусть будет задана некоторая ограниченная вещественная область **Ω** в двумерном или трехмерном пространстве:

• к заданной области **Ω** применяются граничные условия в виде различных возможных нагрузок и ограничений. Ограничения могут включать задание инвариантных областей с предварительным условием отсутствия или наличия материала в указанной области.

• необходимо определить область $\Omega^{мат}$, которая представляет оптимальное распределение материала при заданных граничных условиях.

Решение задачи заключается в определении наличия P^1 или отсутствия P^0 материала в заданной точке области **Ω** и определении очертания (shape) области $\Omega^{мат}$ в доступном пространстве области **Ω**.

За последнее время разработаны, исследованы и применяются различные методы ТО:

• метод ESO (evolutionary structural optimization) [9] основан на последовательном удалении наименее нагруженного материала. Однако, удаленный на ранних итерациях материал может быть полезен на следующих этапах, но метод ESO не позволяет его восстановить. Таким образом, данный метод часто приводит к не совсем оптимальным решениям.

• метод BESO (bi-directional evolutionary structural optimization) построен на основе алгоритма эволюционной оптимизации конструкций. BESO метод позволяет материалу быть удаленным и добавленным одновременно. Родоначальником метода BESO являются Yang и др. [10; 11]. Принципиальное отличие метода от ESO заключается в том, что индекс чувствительности элементов определяется путем линейной экстраполяции поля перемещений, получаемого в результате конечно-элементного анализа.

• методы SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization) [12; 13] и PTO (Proportional Topology Optimization) [14] реализованы на ос-

нове критерия оптимальности и являются наиболее фундаментальными по сравнению с другими математическими методами. Они впервые были введены для решения задач структурного дизайна Прагером [15]. В этих методах проектные переменные в элементах пропорциональны значению целевой функции. Элементы в конечно-элементной модели удаляются и добавляются в соответствии с критерием оптимальности.

2.1. Алгоритм TO BESO 2D

Проиллюстрируем решение задачи ТО с помощью метода BESO. Эволюционный процесс при выполнении ТО продолжается до тех пор, пока не будет получен желаемый оптимум. Эволюционную процедуру можно представить следующим образом:

Шаг 1: Дискретизация структуры с использованием сетки конечных элементов.

Шаг 2: Выполнение расчета на основе метода конечных элементов для конструкции.

Шаг 3: Удаление элементов, удовлетворяющих условиям.

Шаг 4: Увеличение коэффициента отбраковки в соответствии с уравнениями при достижении устойчивого состояния.

Шаг 5: Повторение шагов 2–4 до тех пор, пока не будет получен желаемый оптимум.

Рассмотрим 2D балку размерами L = 5 м, h = 2 м, E = 200 ГПа, μ = 0,3, закрепленную с одной стороны и нагруженную силой F = 1000 Н с другой стороны, приложенной в разных точках. Необходимо получить оптимальную форму несущей конструкции для различных значений процента удаленного материала. Например, необходимо обеспечить в конечной конструкции удаление материала на 10 %, 30 % и 50 %, при этом иметь уровень напряжений в конструкции менее 25 % от максимального значения (рис. 12.1–12.3).

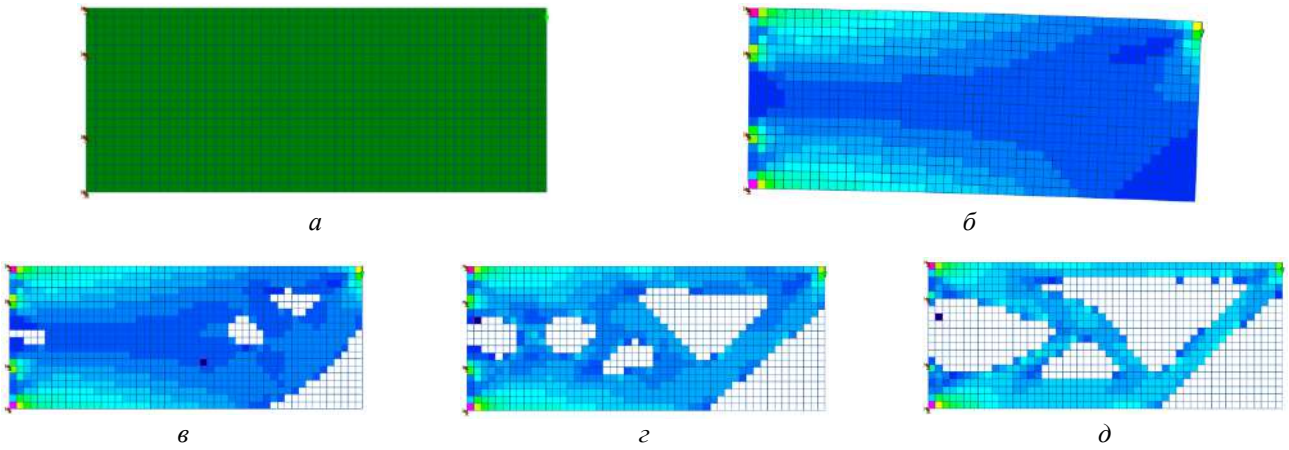


Рис. 12.1. *а* – конечно-элементная модель, 1000 КЭ, L = 5 м, h = 2 м, F = 1000 Н (правый верхний угол), E = 200 ГПа, μ = 0,3; *б* – напряжения, МПа; *в* – 13 итераций, 90 % материала; *г* – 28 итераций, 70 % материала; *д* – 56 итераций, 50 % материала

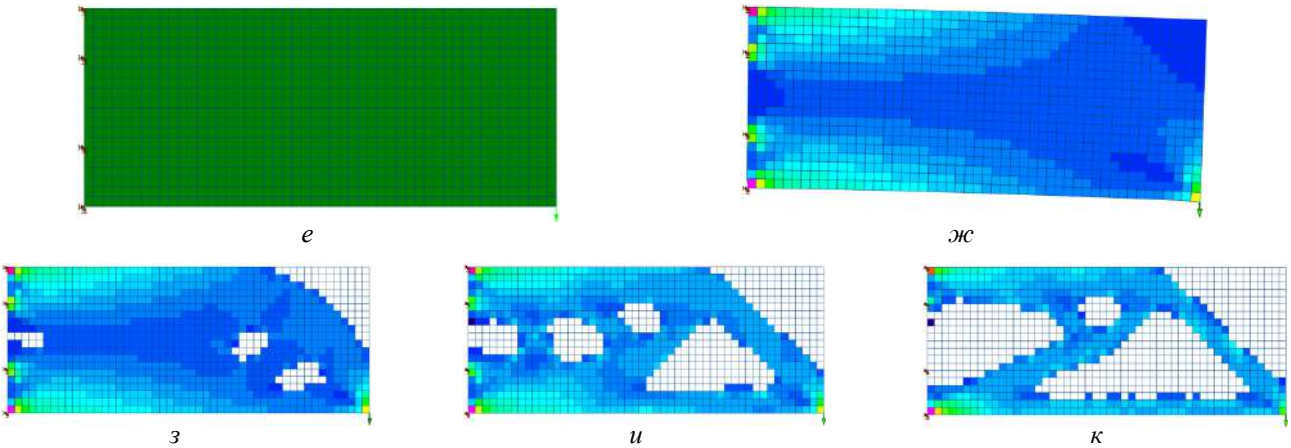
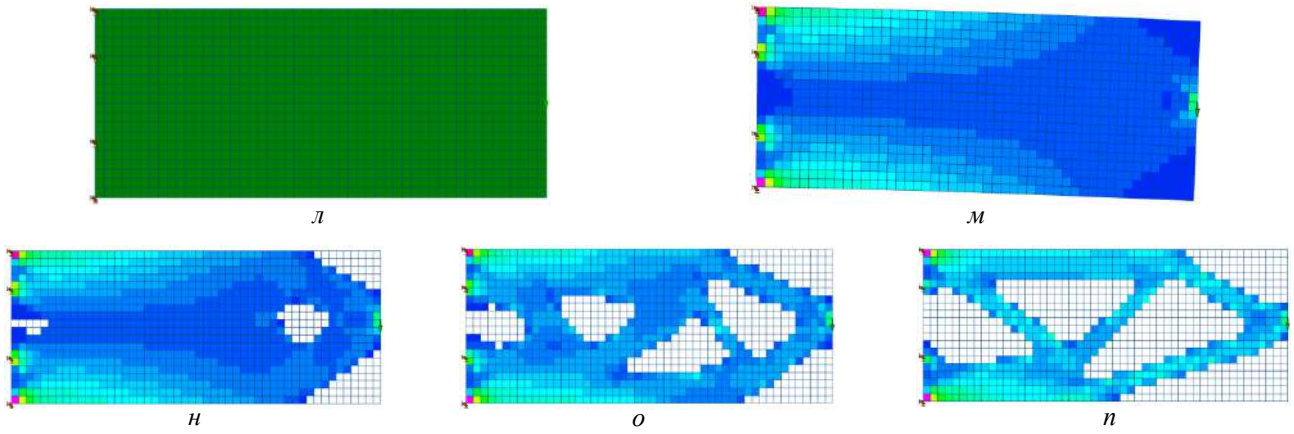


Рис. 12.2. *е* – конечно-элементная модель, 1000 КЭ, L = 5 м, h = 2 м, F = 1000 Н (правый нижний угол), E = 200 ГПа, μ = 0,3; *ж* – напряжения, МПа; *з* – 13 итераций, 90 % материала; *и* – 28 итераций, 70 % материала; *к* – 56 итераций, 50 % материала



л *м* *н* *о* *п*

Рис. 12.3. *л* – конечно-элементная модель, 1000 КЭ, L = 5 м, h = 2 м, F = 1000 Н (справа в середине), E = 200 ГПа, μ = 0,3; *м* – напряжения, МПа; *н* – 14 итераций, 90 % материала; *о* – 29 итераций, 70 % материала; *п* – 45 итераций, 50 % материала

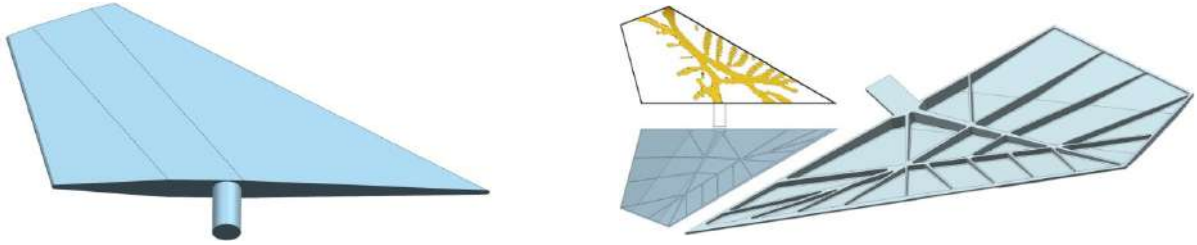
На рис. 12.1–12.3 представлены решения для каждого случая и количество итераций для достижения результата. Полученные решения могут являться основанием для создания соответствующего геометрического представления итоговой конструкции.

3. ТО элементов конструкций ракетно-космической техники

В аэрокосмических транспортных системах применяются стабилизаторы, рули высоты и направления. Применяемые в ракетной технике рули направления (рис. 13*а*) часто испытывают как аэродинамические, так и тепловые нагрузки. Инновационная конструкция рулей направления может иметь большое значение при исполнении всего рулевого механизма транспортного средства. В работе [16] рассматривается задача оптимизации типовой цельнодвижущейся рулевой конструкции (рис. 13*б*) на основе ТО.

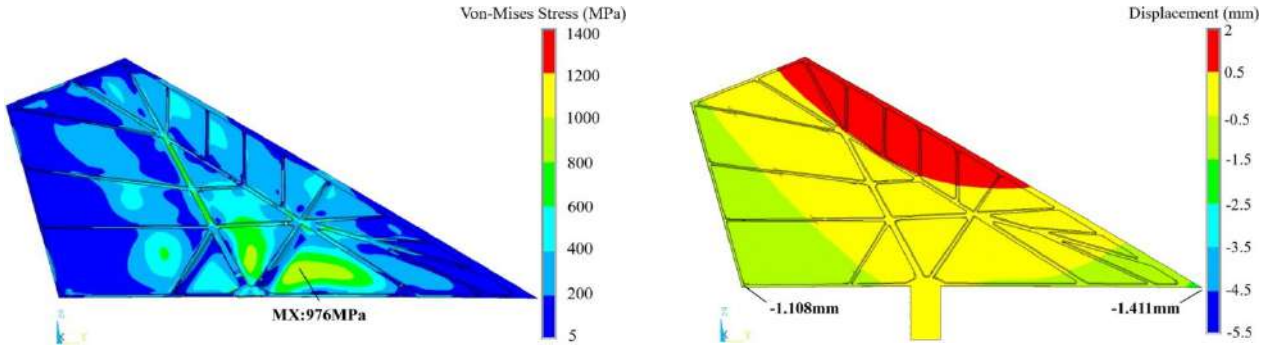
Обшивка, тепловые нагрузки, силовой набор и момент инерции являются целями оптимизации для получения конструкции руля направления. Полученное решение должно обеспечить быстрое реагирование конструкции руля направления на команды системы управления (рис. 14).

Основные этапы проектирования с применением ТО и последующим выходом на установки аддитивного производства представлены на рис. 15.



а *б*

Рис. 13. *а* – 3D модель руля направления; *б* – топологическая оптимизация и конструкторская доработка силового каркаса



а *б*

Рис. 14. Прочностной анализ: *а* – напряжения, *б* – перемещения

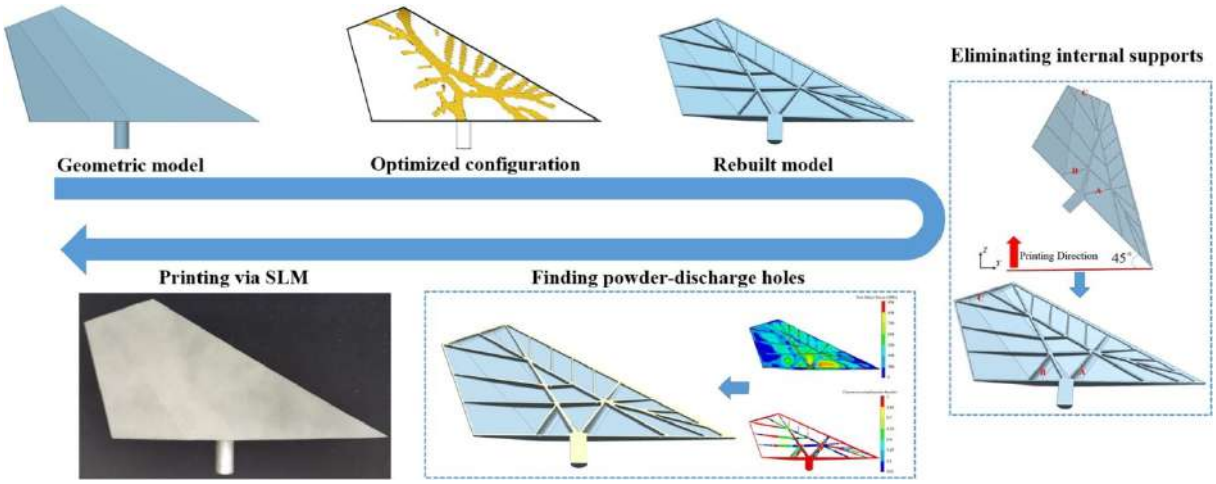


Рис. 15. Цикл разработки и изготовления по технологии SLM типового руля направления

4. ТО ребристых структур

В работе [17] представлены результаты оптимизации топологии расположения ребер при проектировании квадратной усиленной пластины (пластина с ребрами). Целью проектирования является повышение жесткости и снижение перемещений в пластине, закрепленной с четырех сторон под воздействием распределенной нагрузки (рис. 16).

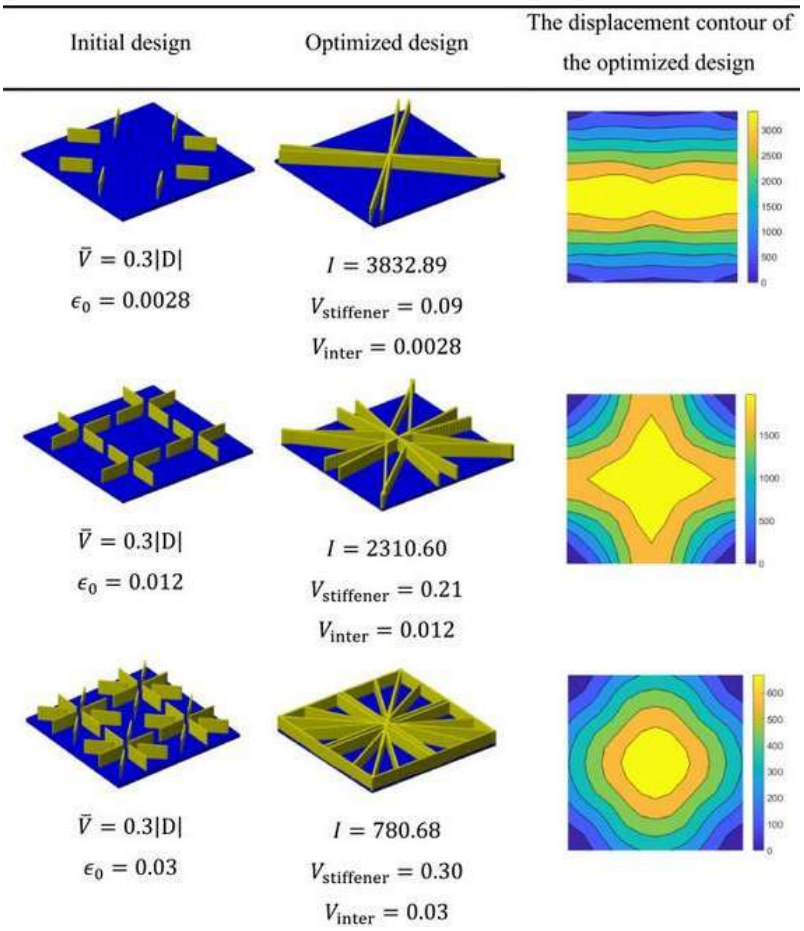


Рис. 16. Пластина с ребрами [17]

В работе [18] рассматривается разработка простого и жизнеспособного подхода проектирования для оптимальной ориентации ребер жесткости для конструкции, составленной из пластин и оболочек. Эволюционный алгоритм, реализуемый в математической модели, рассматрива-

ет элементы жесткости как живые структуры. Оптимизация воспринимается как процедура адаптивного роста, которая начинается от точек ограничения и продолжается вдоль направления градиента жесткости пластины и оболочки (рис. 17). Найденная схема размещения ребер обеспечивает максимальную жесткость при удовлетворении требований к объему.

При этом подходе матрица жесткости растущих ребер интерполируется в пределах их окружающих областей, а жесткость соседних конечных элементов модифицируется для моделирования новых ребер жесткости. Такое преобразование позволяет выращивать ребра жесткости, которые должны быть математически отделены от нижележащей сетки конечных элементов (рис. 18).

В данном исследовании разработан алгоритм генеративного проектирования для автоматизированного определения оптимальных компоновок ребер жесткости для заданного пространства проектирования. Схема интерполяции, называемая «преобразование жесткости», предлагает отделить растущие элементы жесткости от базовой сетки конечно-элементной модели; это позволяет ребрам жесткости расти в произвольном направлении в пределах области проектирования (рис. 19). Предложенный алгоритм может быть легко реализован в стандартном конечно-элементном пакете.

На примере конструкции основания станка алгоритм создает компоновку ребер жесткости. Итоговое размещение ребер повышает прочностные характеристики и учитывает технологичность изготовления основания (рис. 20).

Данный алгоритм потенциально может использоваться при создании различных ребристых усилений для инженерных конструкций.

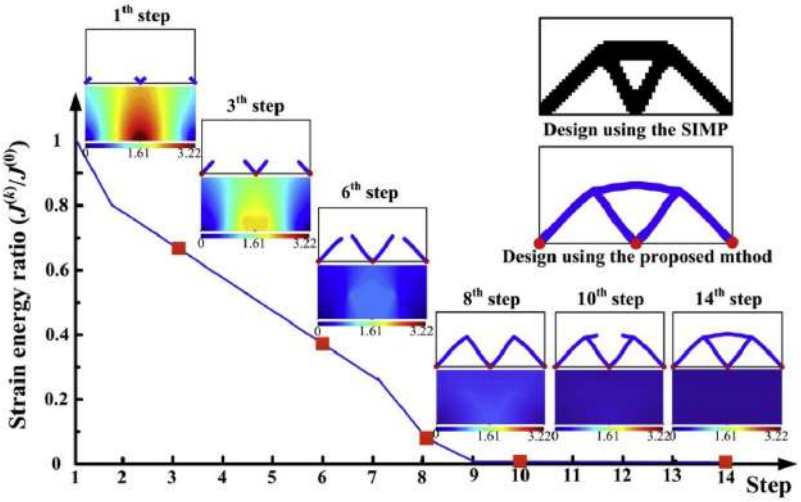


Рис. 17. История роста ребер для 2D проблемы Митчела [18]

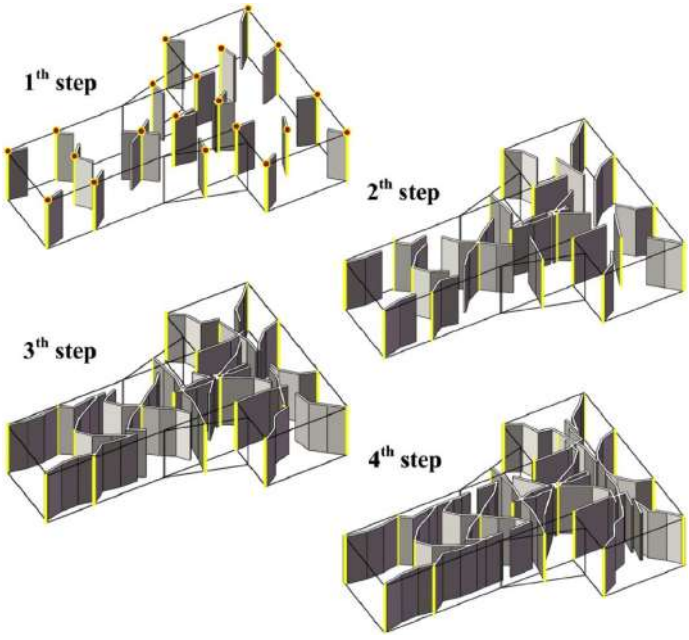


Рис. 18. Пошаговый процесс роста компоновки ребер жесткости внутри конструкции станины

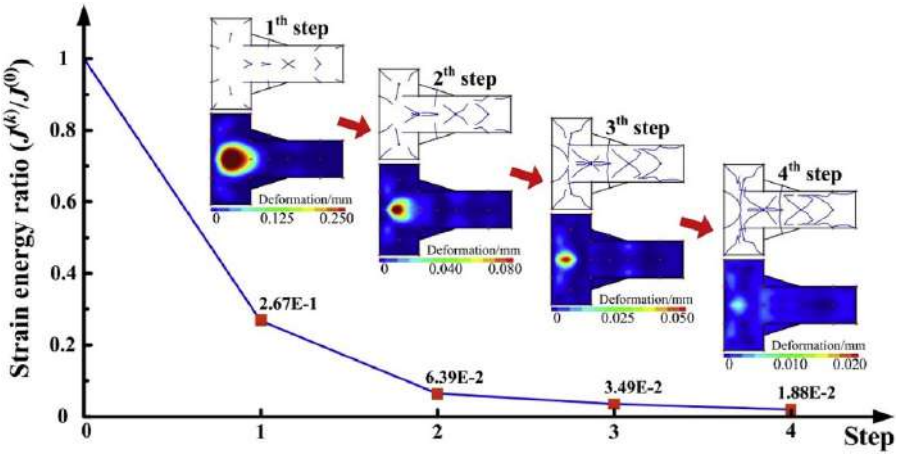


Рис. 19. Итерации отношения энергии деформации при росте ребер жесткости

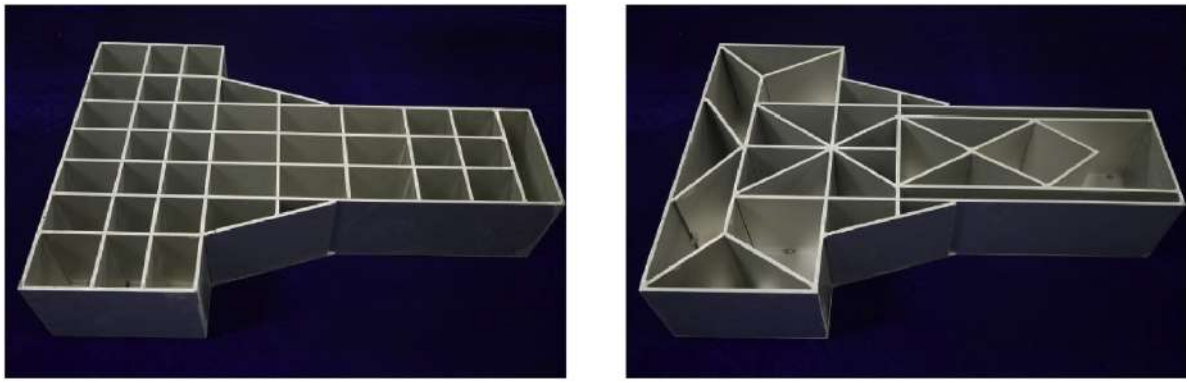


Рис. 20. Масштабная модель для проведения натурных испытаний

5. Мультиматериальная ТО

В статьях [19; 20] рассматривается постановка и решение задачи оптимизации топологии элемента конструкции, состоящего из нескольких различных материалов (рис. 21). Каждый материал задается определенным объемом. Для решения подобных задач предложен новый подход на основе изогеометрического анализа (IGA) [21; 22].

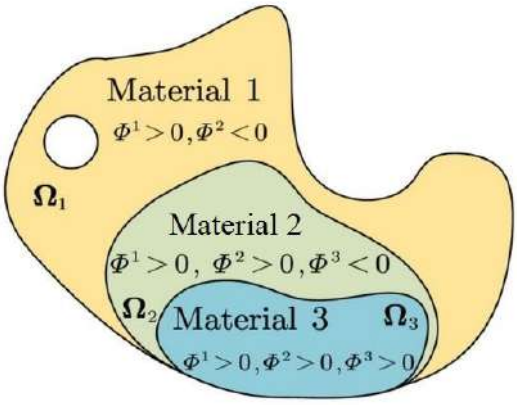


Рис. 21. Схема ТО элемента состоящего из нескольких материалов [22]

В изогеометрическом анализе используется сложная геометрия NURBS (основа большинства пакетов CAD), непосредственно передаваемая в приложения конечно-элементного анализа.

Большое количество эталонных примеров и полученные результаты (рис. 22) показали высокую точность и надежность в разработке структурных топологий изделий, состоящих из разных материалов.

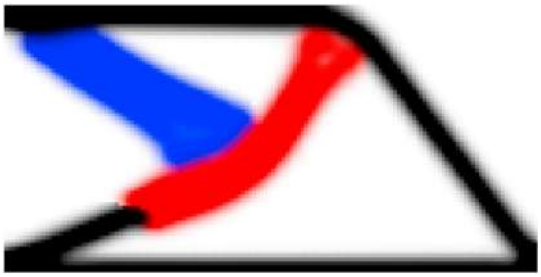


Рис. 22. Результат ТО элемента из нескольких материалов

Расширение предложенного подхода к проблемам 3D моделирования и ТО, а также других областей, является весьма перспективным подходом. Основанный на данном подходе метод предоставит мощный инструмент для интеграции систем CAD и FEA (Finite Element Method) в единую модель на основе IGA для получения новых инженерных решений.

В работе [23] представлена структура для оптимизации топологии конструкции, состоящей из нескольких материалов в контексте единого тела (рис. 23).

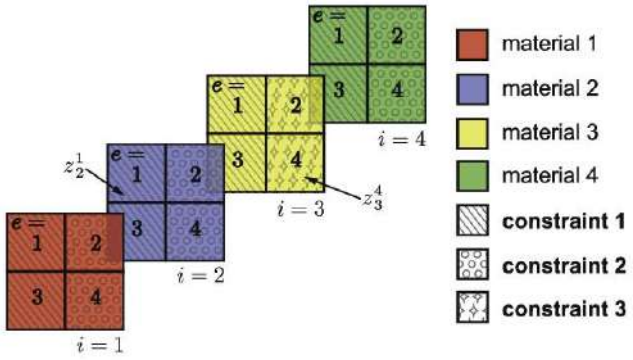


Рис. 23. Материалы-кандидаты
и общие и локальные ограничения

Путем адаптации схемы обновления конструктивных переменных сплошной среды каждое ограничение объема обновляется независимо. Эта композиция приводит к решению, в котором могут быть определены общие ограничения по объему/массе. Каждое ограничение объема/массы может управлять либо всеми, либо подмножеством материалов-кандидатов. Также ограничения могут управлять либо всей областью (глобальные ограничения) или субрегионом домена (локальные ограничения).

Ключевые идеи, представленные в статье, продемонстрированы на репрезентативных примерах в 2D (рис. 24) и 3D.

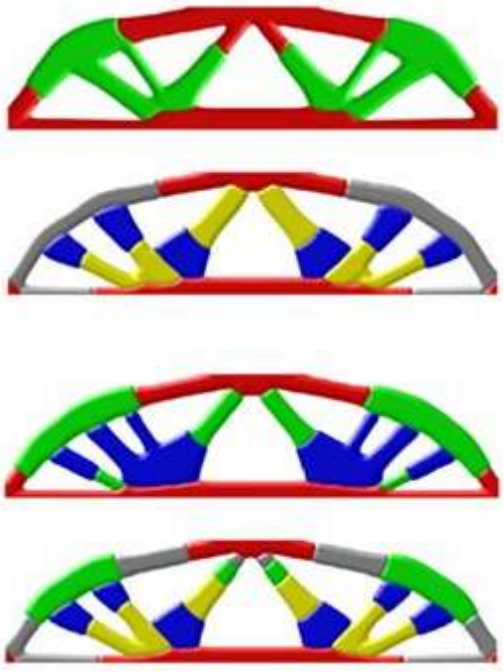


Рис. 24. Распределение материалов в конструкции [23]

Композиция не накладывает ограничений на количество потенциальных материалов-кандидатов (рис. 25). Получены результаты до десяти различных материалов. Показано, что форма и состав конструкции достигает требуемых характеристик с точки зрения механики и интуиции проектировщика. Показано, что путем задания ограничений по объему для субрегионов области (локальные ограничения) можно получить дополнительный контроль над распределением материала. Результаты проектирования представлены в 3D и воспроизведены на 3D принтере с использованием нескольких цветов, представляющих различные материалы (рис. 26).

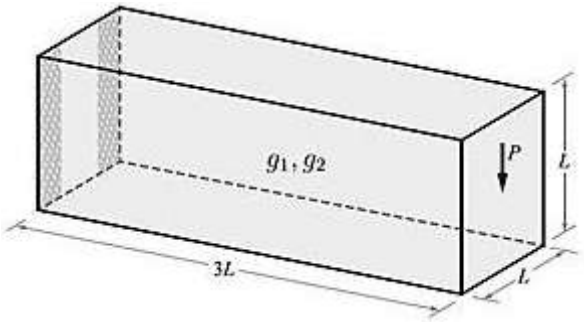
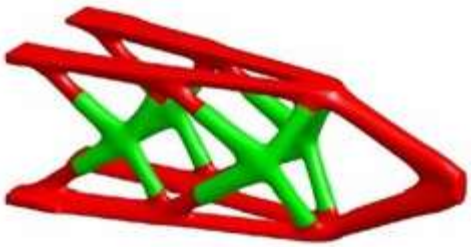
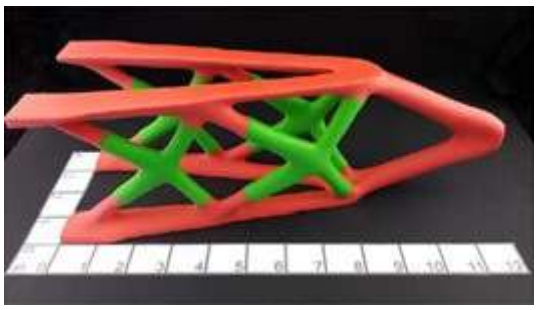


Рис. 25. Пространство проектирования
многоматериального элемента и ограничения



а



б

Рис. 26. *а* – компьютерная модель;
б – прототип

Полученный на 3D принтере прототип не является функциональным. Результат демонстрирует, что данные технологии для реализации конструкций с различными упругими свойствами могут быть реализованы с использованием данного подхода. Следующим этапом развития данного направления может быть изучение ячеистых и/или анизотропных структур для материалов-кандидатов при создании композиции из нескольких материалов.

6. ТО композитных и пористых материалов

Постановка задачи создания композиции из нескольких материалов может учитывать анизотропные и ячеистые материалы [24]. В этом случае проектируемые изделия могут приобретать желаемые прочностные (жесткостные), упругие и другие свойства. Таким образом, данная технология моделирования может рассматриваться как способ разработки конструкций из материалов с изменяющимися свойствами.

Большинство существующих исследований ТО ориентированы на проектирование моноструктур. Другими словами, рассматриваемые конструкции выполнены из однородных материалов. С точки зрения применения в конструкции это традиционные и гомогенные материалы.

В последние годы возникшие и быстро развивающиеся методы трехмерной (3D) печати и производства, такие как FDM, SLS, стереолитография и другие разрабатываемые новые технологии аддитивного производства обеспечивают новые возможности. Растет использование высокопроизводительных гетерогенных материалов, такие как волокнистый композит [25], бетон, металлический ячеистый или пористый материал и металлический сплав, которые обеспечивают заданные механические характеристики конструкции и их исполнение. Аддитивные технологии предоставляют возможность изготовления чрезвычайно тонких и сложных микроструктур, позволяющие генерировать инновационные, легкие и конструктивно эффективные изделия и сборочные узлы.

Быстрый прогресс, достигнутый в области материаловедения, позволяет контролировать состав микроструктуры материала до беспрецедентного уровня. Общее поведение разнородных материалов сильно зависит от размера, формы, пространственного распределения и свойств составных частей. Учитывая это, проектирование материалов возможно одновременно с проектированием конструкции, что приводит к повышению эксплуатационных характеристик [26–30].

Вышеизложенное подталкивает:

1. К попытке разработки методов оптимизации топологии нелинейных разнородных структур. Разработку методов ТО мультимасштабных структур (рис. 27) можно рассматривать как расширение ТО обычной однородной конструкции.

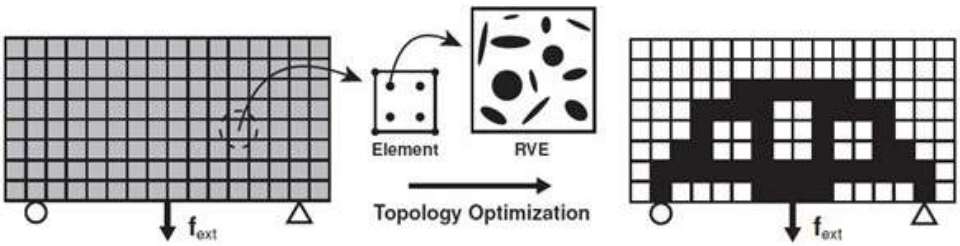


Рис. 27. ТО конструкции с разнородной структурой

2. К попытке проектирования топологий макроскопической структуры конструкции и микроскопической структуры материала одновременно. Оптимизация топологии определяется не только оптимальным пространственным распределением размещения материала в макроскопической структуре, но и оптимальным локальным использованием ячеистого (пористого материала) в микроскопическом масштабе, как схематически показано на рис. 28.

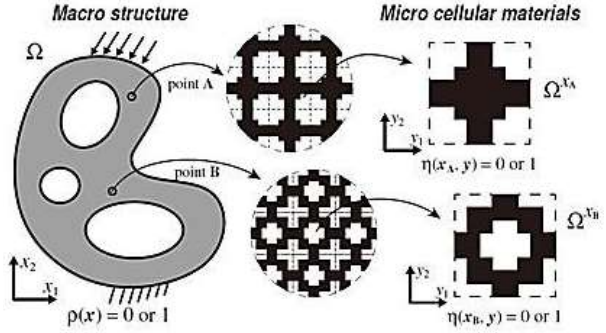


Рис. 28. Схема синхронной ТО конструкции и материала

Исследования и результаты одновременного (синхронного) проектирования на основе ТО как структуры, так и материалов можно найти в ранних работах [31–33]. Пример решения методом ТО для структуры на макро- и микроуровне представлен на рис. 29.

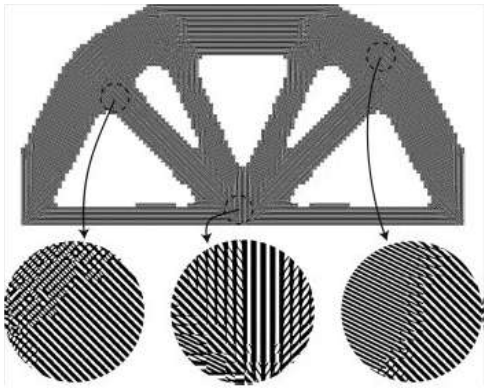


Рис. 29. Синхронная ТО конструкции и материала на макро- и микроуровне

Новые технологии аддитивного производства композитных материалов можно адапти-

ровать для задания ориентации волокон, создавая оптимизированные композитные материалы структуры армирования для конкретных условий нагрузок и ограничений (рис. 30).

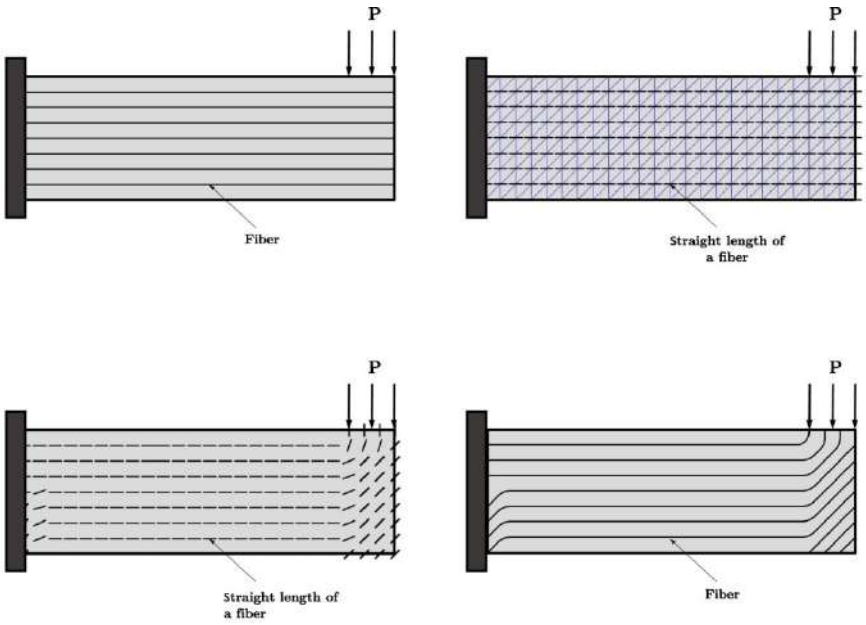


Рис. 30. Оптимизация выкладки армирующего волокна

Для использования таких возможностей изучаются новые методы оптимизации. Примеры разнообразия существующих методов можно найти в работе [34].

Еще одним примером одновременной оптимизации материала и топологии композитной многослойной пластины (рис. 31) служат результаты, полученные в работе [35].

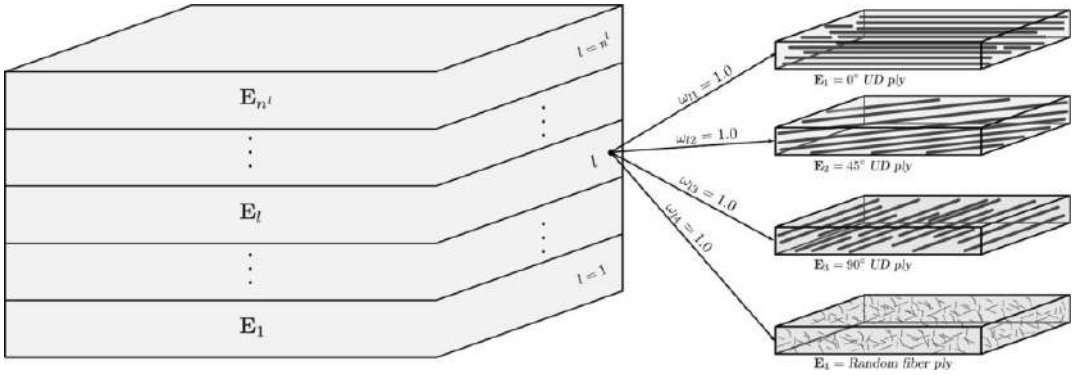


Рис. 31. Слоистый композит и слои-кандидаты [28]

В статье решаются задачи определения комбинаций слоев с различной ориентацией выкладки стекловолокна (слоев-кандидатов) в многослойной композитной пластине.

В другой статье, аналогичной направленности, рассматривается многомасштабный подход к параллельному проектированию с использованием 3D принтинга [36]. Идея заключается в реализации синхронного проектирования конструкции и материала на основе методов ТО с построением конструктивного элемента с применением аддитивных технологий.

Параллельная топологическая оптимизация структуры и материала реализует подход, при котором выполняются одновременный поиск оптимальной конструкции для распределения материала на макроскопическом уровне и ориентации волокон в микроскопическом масштабе, как показано на рис. 32.

В отличие от подхода на основе ТО моноструктуры способ параллельной оптимизации расширяется на несколько конструктивных переменных, одновременно обрабатываемых в процедуре оптимизации макроструктуры и нахождения оптимальной микроструктуры в данной области проектирования.

В данной работе была выполнена параллельная оптимизация конструкции на основе термопластичных композитов. Композит армирован (рис. 33) непрерывным стекловолокном CFRTPCs (continuous fiber reinforced thermoplastic composites).

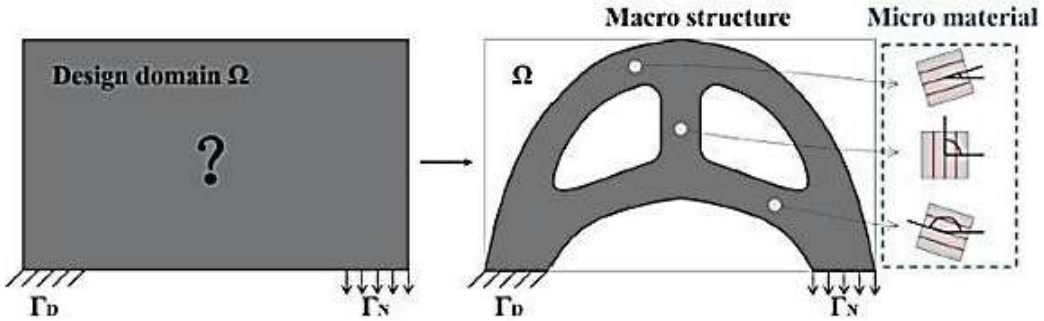


Рис. 32. Схема одновременной ТО конструкции и материала

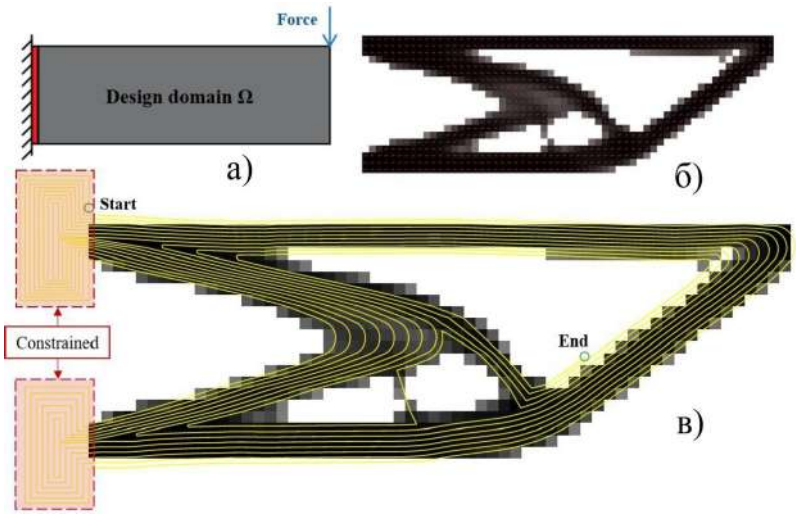


Рис. 33. Многоуровневая синхронная топологическая оптимизация: *а* – схема; *б* – ТО конструкции и материала; *в* – траектории выкладки волокон на устройстве

Были предложены печатные композиты (CFRTPC), которые могут эффективно улучшить механические характеристики конструкции. Анизотропные свойства композитов, одновременная оптимизация ориентации волокна и топологии структуры позволили получить типовые конструктивные решения с улучшенными прочностными и жесткостными характеристиками.

Авторы исследования предложили новый способ построения траектории волокна, основанный на унифицированной ориентации. Результаты исследования были использованы для обеспечения планирования процесса 3D-печати. Была сформирована траектория волокна, которая может реализовать преимущества анизотропных свойств CFRTPC и удовлетворять процессу 3D-печати.

Следовательно, синхронная многоуровневая ТО при проектировании и 3D-печать обладают потенциалом применения и перспективами в аэрокосмической, авиационной и других областях.

Технологический институт США (AFIT) использовал специализированное ПО nTopology [37] и создал архитектуру (топологию) ячеистого материала несущей платформы спутника стандарта CubeSat. Платформа изготовлена методом аддитивного производства из материала Inconel (рис. 34). Выбор оптимальной ячеистой структуры на основе периодической минимальной поверхности оказался ключевым моментом при проектировании платформы. Конструкция оказалась на 50 % легче и на 20 % жестче, чем оригинальная сборка из алюминия.

Рис. 34. Ячеистая структура платформы CubeSat [37]

Аналогичный подход, связанный с генерацией и оптимизацией ячеистой структуры, активно

применяется для интеграции сложных ячеистых структур в теплопередающие устройства и другие элементы. Благодаря развитию новых алгоритмов геометрического моделирования в сочетании с топологической оптимизаций, учитывающей тепловые нагрузки, достигается бóльшая площадь поверхности теплообменников, что улучшает теплопередачу (рис. 35).

Рис. 35. Ячеистая структура теплообменника

Демонстратор конструкции ракетного двигателя, разработанный и изготовленный совместно компаниями SLM и Cellcore (рис. 36), показывает принципиальную возможность изготовления камеры ЖРД с интегрированными решетчатыми внутренними охлаждающими каналами [38]. Камера ЖРД изготовлена с помощью аддитивных технологий единой консолидированной деталью, заменяющей сложную сборку с набором технологических сборочных операций.

Рис. 36. Консолидация камера сгорания ЖРД

Еще одна интересная область исследований при проектировании ячеистых структур и их применения в материалах под названием ауксетики. В работе [39] рассматривается разработка легких высокопродуктивных ауксетических материалов для применения в защитных конструкциях, которые предназначены для таких ситуаций, как поглощение энергии взрыва или удара.

Ауксетики представляют собой класс структурных метаматериалов с отрицательным коэффициент Пуассона (рис. 37). При растягивании ауксетических конструкций в продольном направлении они демонстрируют расширение в поперечном направлении и наоборот.

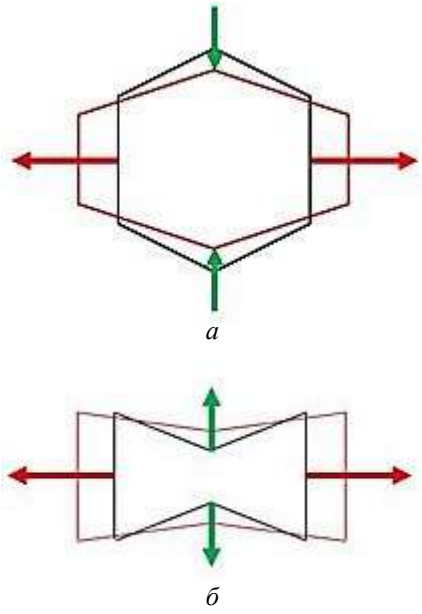


Рис. 37. Коэффициент Пуассона: *а* – «+»; *б* – «–»

Эта противоположная деформация ауксетической структуры приводит к нескольким замечательным механическим свойствам, таким как улучшенный модуль сдвига [40; 41], лучшее сопротивление углублению [42], повышенная способность к поглощению энергии. Эти характеристики ауксетических структур используются в различных областях применения, включая защитную броню от взрывной нагрузки, ударопрочность, обертывание для упаковки и транспортировки грузов. Свойства ауксетических структур регулируются внутренними архитектурами, составленными на основе единичных ячеек.

В последние годы активно изучаются основные геометрии ауксетической единичной ячейки. Ряд исследователей сосредоточились на разработке новых ауксетических структур путем модернизации и/или объединения существующих.

В работе [41] авторы разработали гибридную ауксетическую архитектуру (AureHex) путем объединения и повторения ауксетических и шестиугольных сотовых клеток для улучшения механических свойств и поглощения энергии. Структура 3D решетки AureHex с комбинированной архитектурой повторных ауксетических сот и обычная сота были разработаны в [44].

Помимо развития гибридных структур и различных оптимизаций были найдены мето-

ды в разработке и модернизации ауксетических структур, основанные на вычислении новых топологий ячеек для ауксетиков [45].

В рассматриваемых исследованиях были рассчитаны новые ауксетические топологии с целью максимизация поглощения энергии посредством алгоритмов ТО (рис. 38).

На основе найденных топологий были получены ячейки для новых ауксетических структур: «песочные часы», «раскосная поперечно-лепестковая структура», «поперечно-лепестковая структура».

По результатам расчета были определены геометрические параметры единичной ячейки (рис. 39).

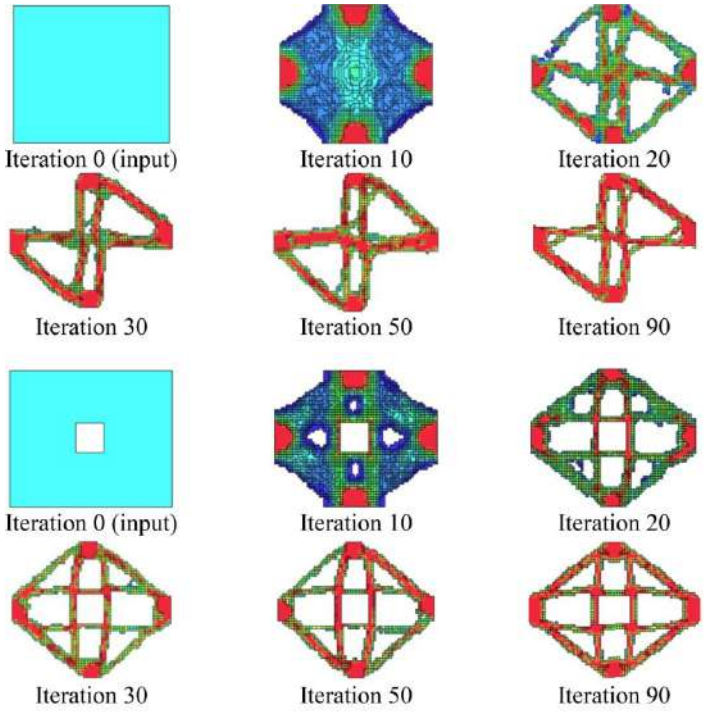


Рис. 38. ТО ячейки [45]

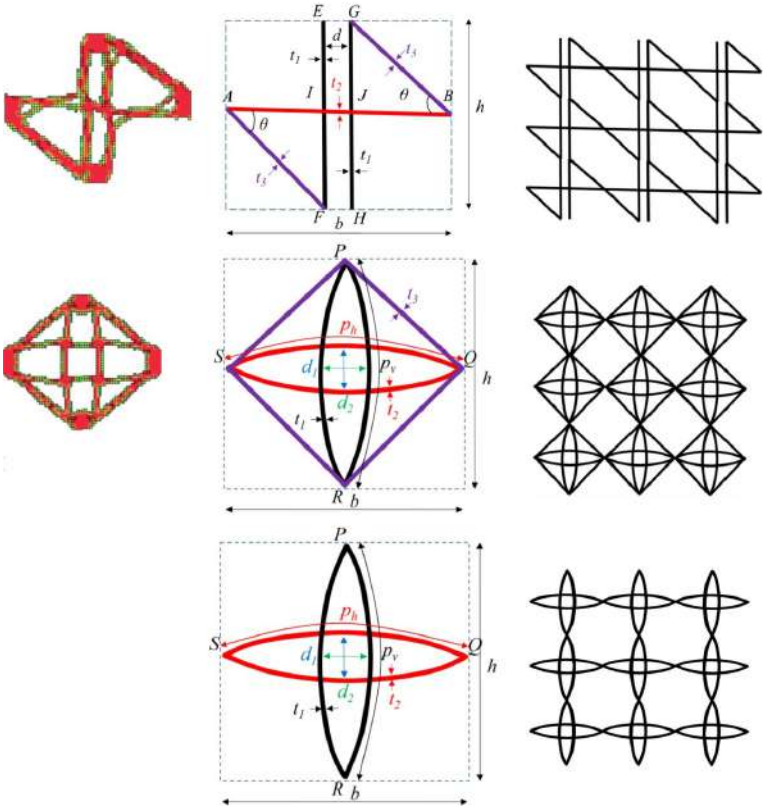


Рис. 39. Геометрические параметры ячейки

На их основе были построены периодические структуры для исследования механических свойств при поглощении энергии под сжимающей нагрузкой.

Проверка моделей с применением нелинейных конечных элементов выявила механизм деформации при отрицательном коэффициенте Пуассона, поведение напряженно-деформированного состояния и энергию абсорбции.

Найденные новые формы единичных ячеек на основе ТО, в целом иллюстрируют более высокие результаты относительно традиционных единичных и гибридных ячеек (рис. 40).

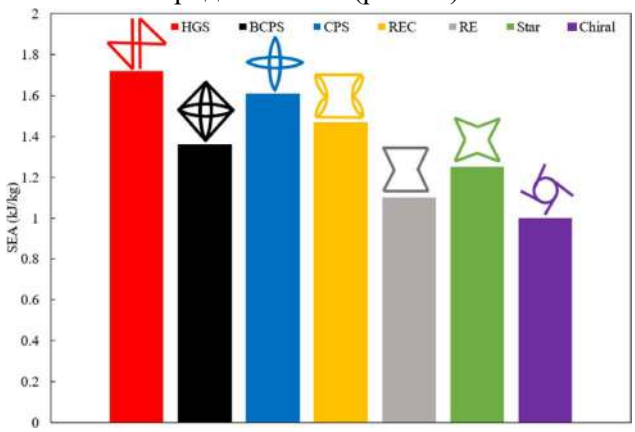


Рис. 40. Тип ячейки и удельное поглощение энергии (SEA) [45]

7. ТО анизогридных конструкций

В современной практике существует несколько конструктивных подходов к адаптеру крепления полезной нагрузки КА – конструкции переходника, усиленные оболочки, ферменные и сетчатые конструкции [46–48]. Каждый из вариантов имеет свои определенные преимущества и недостатки. Адаптер полезной нагрузки в виде сетчатой структуры, изготовленный из однонаправленного углеродного волокна, демонстрирует наилучшую весовую эффективность (из рассматриваемых вариантов). Технологические достижения и развитие композитных технологий производства позволяют перейти от традиционных решений на основе намотки на технологию автоматизированного размещения (выкладки) волокон на основе оборудования (AFP). AFP оборудование сочетает в себе преимущества обеих методик – размещение и выкладку волокон и обмотку за счет использования автоматизированной системы управления манипулятором и специального прикладного программного обеспечения (рис. 41).

Следовательно, AFP позволяет получать продукты с нетривиальными формами [49]. Также, композитные детали со сложными формами могут быть получены с помощью новых технологий 3D печати композитных конструкций [50].

Сетчатый адаптер должен выдерживать интенсивные сжимающие напряжения, сохраняя при этом свои размеры и форму неизменными. В качестве ограничений для топологической оптимизации принимаются критерии прочности и жесткости исходной сетчатой структуры.

Интересные результаты моделирования напряженно-деформированного состояния конического переходника на основе сетчатой структуры и возможных вариантов топологической оптимизации получены в работе [51] (рис. 42, 43).

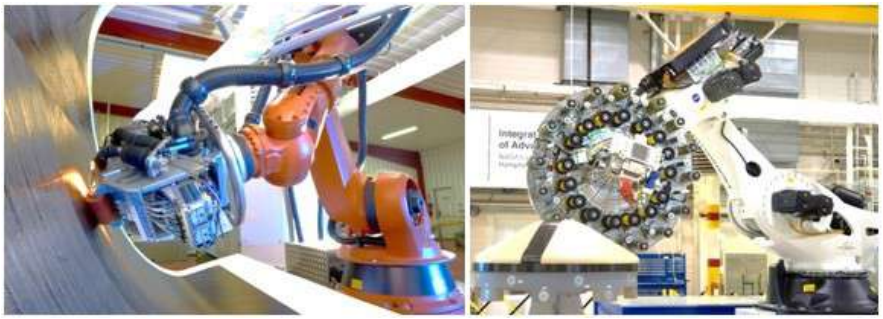


Рис. 41. Оборудование для выкладки волокон и лент на криволинейные поверхности

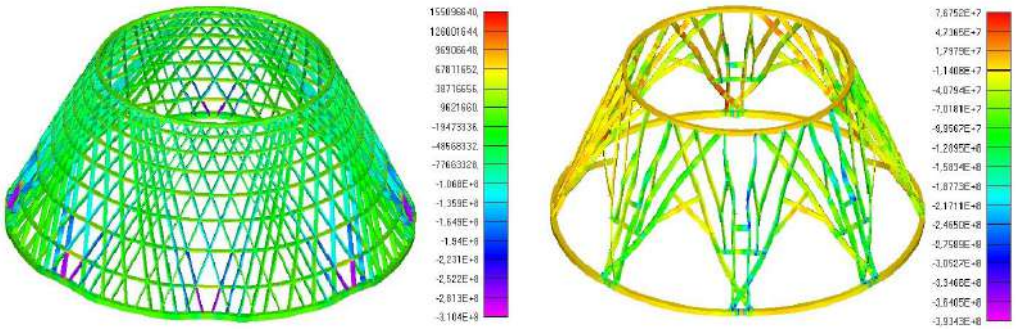


Рис. 42. Осевое сжатие, напряжения [49]

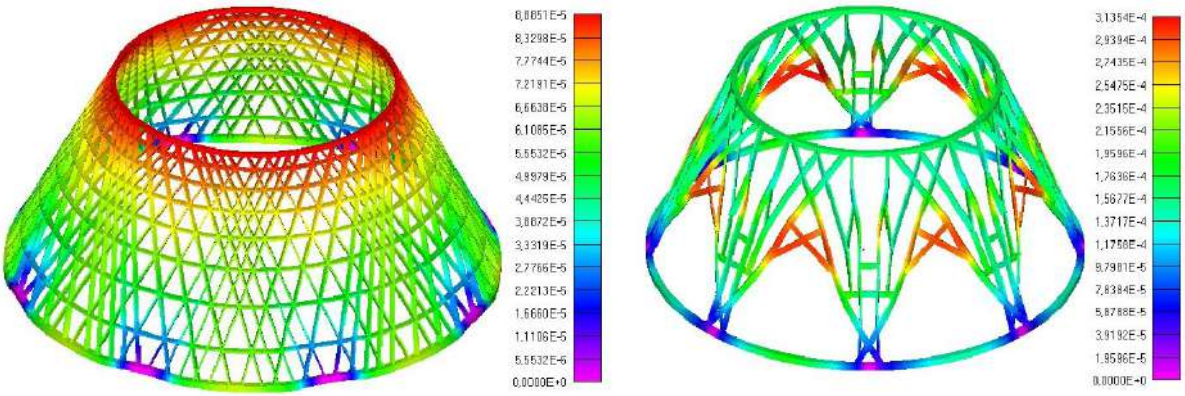


Рис. 43. Осевое сжатие, перемещения [51]

Результаты исследований показывают, что топологическая оптимизация является возможным инструментом при проектировании сетчатых конструкций в аэрокосмической отрасли. Методика имеет определенный потенциал для снижения веса при сохранении прочностных и жесткостных свойств.

Заключение

Проведенный обзор демонстрирует многочисленные успешные результаты проектирования элементов конструкции с применением технологии ТО. Топологическая оптимизация активно применяется на всем аэрокосмическом пространстве с акцентом на облегчение компонентов.

Ряд полученных результатов и решений рассматриваются для использования в аэрокосмической отрасли с потенциалом полноценного производства. Порождаемая сложная геометрия проектируемых элементов РКТ на основе ТО подталкивает к активному внедрению аддитивных технологий для производства аэрокосмических компонентов, деталей, узлов и др.

Растет понимание и интерес к проектированию и успешному изготовлению конструкций все более сложной геометрии с усовершенствованными компонентами.

Решетчатые структуры показали большой потенциал для улучшения конструкции, с уникальными и точно спроектированными свойствами, такие как прочность, жесткость, характеристика поглощения энергии, легкий вес, характеристики теплопередачи. Решения на основе решетчатых (ячеистых) структур становятся все более популярной темой исследований и внедрений.

Можно спрогнозировать значительные области будущего роста проектирования на основе ТО в сочетании с технологиями аддитивного производства (Additive Manufacturing, AM), которые включают:

- применение новых сплавов;
- биметаллическая и мультиметаллическая технологии создания элементов конструкции различного назначения – структура процесса, понимание свойств, характеристики и постобработка;
- базы данных для материалов AM, сертификации процессов и режимов;
- оптимизация проектирования и моделирования процессов изготовления;
- применение ТО и использование решетчатых (ячеистых) структур для уменьшения массы, одного из важных требований в аэрокосмической деятельности.

Реализуемые пилотные проекты на основе ТО и AM уже сейчас демонстрируют определенные преимущества:

- во-первых, сокращение массы и повышение прочностных свойств элементов конструкции РКТ;
- во-вторых, консолидация нескольких деталей со сложной геометрией и технологией сборки в единую конечную деталь;
- в-третьих, создание изделий с новым качеством на основе современных подходов, знаний и алгоритмов в области проектирования;
- в-четвертых, снижение затрат и сроков изготовления отдельных элементов РКТ.

При этом остается много открытых вопросов, связанных с созданием и исследованием новых материалов для АТ, сертификацией, пониманием роли технологий проектирования на основе ТО в аэрокосмической промышленности, подготовкой кадров и др. для успешного развития в ближайшем будущем.

Список литературы

[1] Bendsøe M. P., Kikuchi N. Generating optimal topologies in structural design using a homogenization method // Computer Methods in Applies Mechanics and Engineering. 1988. vol. 71. issue 2. pp. 197–224. doi: 10.1016/0045-7825(88)90086-2.

[2] Bendsøe M. P. Optimal shape design as a material distribution problem // Structural optimization. 1989. vol. 1. pp. 193–202. doi: 10.1007/BF01650949.
[3] Bendsøe M. P. Optimization of Structural Topology, Shape and Material. Berlin : Springer, 1995. doi: 10.1007/978-3-662-03115-5.
[4] Bendsøe M. P., Sigmund O. Topology optimization: theory, methods, and applications. Berlin, Heidelberg, New York, Barcelona, Hong Kong, London, Milan, Paris, Tokyo : Springer Science & Business Media, 2003. 370 p.
[5] Topology Optimization Guide [Электронный ресурс]. URL: https://www.topology-opt.com/software-list/ (дата обращения: 13.04.2022).
[6] Structures Optimization for Additive Manufacturing [Электронный ресурс]. URL: https://mir-s3-cdn-cf.behance.net/project_modules/2800_opt_1/ c7205f12779333.56288dc47212d.jpg (дата обращения: 13.04.2022).
[7] Giga-voxel computational morphogenesis for structural design [Электронный ресурс]. URL: https://www.research.manchester.ac.uk/portal/files/63629973/GigaVoxelDesign_Nature_Letter_UnProofed_1_.pdf (дата обращения: 13.04.2022).

[8] Bendsøe M. P., Sigmund O. Topology optimization: theory, methods, and applications. Berlin, Heidelberg, New York, Barcelona, Hong Kong, London, Milan, Paris, Tokyo : Springer Science & Business Media, 2003. 370 p.
[9] Huang X., Xie M. Evolutionary Topology Optimization of Continuum Structures: Methods and Applications. 2010, 240 p. doi: 10.1002/9780470689486.
[10] Xiaoying Yang B. E. Bi-directional Evolutionary Method for Stiffness and Displacement Optimisation. Thesis of the degree of Master of Engineering. Australia, Melbourne. 1999.
[11] Xia L., Xia Q., Huang X., Xie Y. M. Bi-directional Evolutionary Structural Optimization on Advanced Structures and Materials // Archives of Computational Methods in Engineering. 2016. vol. 25. pp. 437–478. doi: 10.1007/s11831-016-9203-2.
[12] Rozvany G. The SIMP method in topology optimization – Theoretical background, advantages and new applications. 2012. doi: 10.2514/6.2000-4738.
[13] Zhang W., Zhong W., Guo X. An explicit length scale control approach in SIMP-based topology optimization // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 2014. vol. 282. pp. 71–86. doi: 10.1016/j.cma.2014.08.027.
[14] Cheng W., Wang H., Zhang M., Du R. Improved proportional topology optimization algorithm for minimum volume problem with stress constraints // Engineering Computations. 2020. doi: 10.1108/EC-12-2019-0560.
[15] Prager W. Optimality criteria in structural design // Proc. Natl. Acad. Sci. 1968. vol. 3. issue 3. pp. 794–794. doi: 10.1073/pnas.61.3.794.
[16] Song L., Gao T., Tang L., Du X., Zhu J., Lin Y., Shi G., Liu H., Zhou G., Zhang W. An all-movable rudder designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by additive manufacturing // Computers and Structures. 2021. vol. 243. doi: 10.1016/j.compstruc.2020.106405.
[17] Li L., Liu Ch., Zhang W., Du Z., Guo X. Combined model-based topology optimization of stiffened plate structures via MMC approach // International Journal of Mechanical Sciences. 2021. vol. 208. doi: 10.1016/j.ijmecsci.2021.106682.
[18] Li B., Liu H., Yang Z., Zhang J. Stiffness design of plate/shell structures by evolutionary topology optimization // Thin-Walled Structures. 2019. vol. 141. pp. 232–250. doi: 10.1016/j.tws.2019.04.012.
[19] Sohouli A., Kefal A., Abdelhamid A., Yildiz M., Suleman A. Continuous density-based topology optimization of cracked structures using peridynamics // Structural and Multidisciplinary Optimization. 2020. vol. 62. pp. 2375–2389. doi: 10.1007/s00158-020-02608-1.
[20] Habibian A., Sohoulia A., Kefal A., Nadler B., Yildiz M., Suleman A. Multi-material topology optimization of structures with discontinuities using Peridynamics // Composite Structures. 2021. vol. 258. 113345. doi: 10.1016/j.compstruct.2020.113345.
[21] Gao J., Xiao M., Zhou M., Gao L. Isogeometric topology and shape optimization for composite structuresusing level-sets and adaptive Gauss quadrature // Composite Structures. 2022. vol. 285. 115263.
[22] Lieu Q. X., Lee J. A multi-resolution approach for multi-material topology optimization based on isogeometric analysis // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 2017. vol. 323. pp. 272–302.
[23] Sandersa E. D., Aguilob M. A., Paulinoa G. H. Multi-material continuum topology optimization with arbitrary volume and mass constraints // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 2018. vol. 340. pp. 798–823.
[24] Robbins J., Owen S. J., Clark B. W., Voth T. E. An efficient and scalable approach for generating topologically optimized cellular structures for additive manufacturing // Addit. Manuf. 2016. vol. 12. pp. 296–304.
[25] Azarov A. V., Antonov F. K., Vasiliev V. V., Golubev M. V., Krasovskii D. S., Razin A. F., Salov V. A., Stupnikov V. V., Khaziev A. R. Development of a two-matrix composite material fabricated by 3d printing // Polymer Science, Series D. 2017. vol. 10. no. 1. pp. 87–90.
[26] Xia L., Breitkopf P. Concurrent topology optimization design of material and structure within FE2 nonlinear multiscale analysis framework // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 2014. vol. 278. pp. 524–542.

[27] Xia L., Breitkopf P. A reduced multiscale model for nonlinear structural topology optimization // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 2014. vol. 280. pp. 117–134.
[28] Xia L., Breitkopf P. Design of of materials using topology optimization and energy-based homogenization approach in Matlab // Structural and Multidisciplinary Optimization. 2015. doi: 10.1007/s00158-015-1294-0.
[29] Xia L., Breitkopf P. Multiscale structural topology optimization with an approximate constitutive model for local material microstructure // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 2015. vol. 286. pp. 147–167.
[30] Xia L., Breitkopf P. Recent advances on topology optimization of multiscale nonlinear structures // Archives of Computational Methods in Engineering. 2017. doi: 10.1007/S11831-016-9170-7.
[31] Theocaris P. S., Stavroulaki G. E. Optimal material design in composites: an iterative approach based on homogenized cells // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 1999. vol. 169. no. 1–2. pp. 31–42.
[32] Rodrigues H., Guedes J. M., Bendsøe M. P. Hierarchical optimization of material and structure // Structural and Multidisciplinary Optimization. 2002. vol. 24. no. 1. pp. 1–10.

[33] Zhang W., Sun S. Scale-related topology optimization of cellular materials and structures // International Journal for Numerical Methods in Engineering. 2006. vol. 68. no. 9. pp. 993–1011.
[34] da Silva A. L. F., Salas R. A., Nelli Silvaa E. C., Reddy J. N. Topology optimization of fibers orientation in hyperelastic composite material // Composite Structures. 2020. vol. 231. 111488. doi: 10.1016/j.compstruct.2019.111488.
[35] Hozic D., Thore C.-J., Cameron Ch., Loukil M. A new method for simultaneous material and topology optimization of composite laminate structures using Hyperbolic Function Parametrization // Composite Structures. 2021. vol. 276. 114374. doi: 10.1016/j.compstruct.2021.114374.
[36] Huang Y., Tian X., Zheng Z., Li D., Malakhov A. V., Polilov A. N. Multiscale concurrent design and 3D printing of continuous fiber reinforced thermoplastic composites with optimized fiber trajectory and topological structure // Composite Structures. 2022. vol. 285. 115241.
[37] Next-generation engineering design software [Электронный ресурс]. URL: https://ntopology.com (дата обращения: 13.04.2022).
[38] 3D printing a rocket engine [Электронный ресурс]. URL: https://www.etmm-online.com/3d-printing-a-rocket-engine-a-886960 (дата обращения: 13.04.2022).
[39] Bohara R. P., Linforth S., Nguyen T., Ghazlan A., Ngo T. Novel lightweight high-energy absorbing auxetic structures guided by topology optimization // International Journal of Mechanical Sciences. 2021. vol. 211. 106793.
[40] Choi J. B., Lakes R. S. Non-linear properties of metallic cellular materials with a negative Poisson's ratio // Journal of Materials Science. 1992. vol. 27. pp. 5375–5381.
[41] Davood M., Babak H., Ranajay G., Magid H. A., Hamid N.-H., Ashkan V. Elastic properties of chiral, anti-chiral, and hierarchical honeycombs: A simple energy-based approach // Theoretical and Applied Mechanics Letters. 2016. vol. 6. issue 2. pp. 81–96.
[42] Li T., Liu F., Wang L. Enhancing indentation and impact resistance in auxetic composite materials // Composites, Part B: Engineering. 2020. vol. 198. 108229.
[43] Xu M., Xu Z., Zhang Z., Lei H., Bai Y., Fang D. Mechanical properties and energy absorption capability of AuxHex structure under in-plane compression: theoretical and experimental studies // International Journal of Mechanical Sciences. 2019. vol. 159. pp. 43–57. doi: 10.1016/j.ijmecsci.2019.05.044.
[44] Guo M.-F., Yang H., Ma L. Design and characterization of 3D AuxHex lattice structures // International Journal of Mechanical Sciences. 2020. vol. 181. 105700. doi: 10.1016/j.ijmecsci.2020.105700.
[45] Wang H., Lu Z., Yang Z., Li X. A novel re-entrant auxetic honeycomb with enhanced in-plane impact resistance // Composite Structures. 2019. vol. 208. pp. 758–770. doi: 10.1016/j.compstruct.2018.10.024.
[46] Хахленкова А. А., Лопатин А. В. Обзор конструкций адаптеров современных космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2018. Т. 2. № 3. С. 134–146. doi: 10.26732/2618-7957-2018-3-134-146.
[47] Razin A. F., Vasiliev V. V. Development of composite anisogrid spacecraft attach fitting // Proc. of 11th European Conf. on Composite Materials. 2004. 9 p.
[48] Vasiliev V. V., Barynin V. A., Razin A. F. Anisogrid composite lattice structures Development and aerospace applications // Composite structures. 2012. vol. 94. issue 3. pp. 1117–1127. doi: 10.1016/j.compstruct.2011.10.023.
[49] Frketic J., Dickens T., Ramakrishnan S. Automated manufacturing and processing of fiber- reinforced polymer (FRP) composites: An additive review of contemporary and modern techniques for advanced materials manufacturing // Additive Manufacturing. 2017. vol. 14. pp. 69–86. doi: 10.1016/j.addma.2017.01.003.
[50] Fedulov B., Fedorenko A., Khaziev A., Antonov F. Optimization of parts manufactured using continuous fiber three-dimensional printing technology // Composites, Part B: Engineering. 2021. vol. 227. 109406.
[51] Baldzhiev R. S., Alekseyev A. A., Azarov A. V. Topology optimization of the lattice payload adapter for carrier rocket // Advances in Composite Science and Technology. 2018. vol. 683. 012061. doi: 10.1088/1757-899X/683/1/012061.

DESIGNING VARIOUS-PURPOSE SUBASSEMBLIES BASED ON TOPOLOGICAL OPTIMIZATION

D. V. Sorokin, L. A. Babkina, O. V. Brazgovka
Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Krasnoyarsk, Russian Federation

In recent decades, theory, algorithms and topological optimization technologies have been actively developing to solve problems in various fields. This technique is widely used and used in the design of subassemblies in engineering tasks. Of particular interest is the implementation of topological optimization methods in the aerospace industry. The main result of topological optimization is the determination of the effective distribution of material(s) in a part. The article provides an overview of recent developments related to the design of broad-purpose products, including for space and rocket technology based on topological optimization. The main algorithms for solving topological optimization problems are briefly listed. A separate emphasis in the review is placed on the opening qualitative new opportunities in modeling cellular and mesh structures, products from composite materials and multimaterials. Examples of topological optimization solutions that have already become classic are given. Many design results are closely related to the introduction of various modern additive manufacturing technologies. The review concludes with topical issues that will ensure future growth potential and prospects for the application of the entire range of design and additive production technologies in the aerospace industry.

Keywords: topological optimization, geometric modeling, cellular structure, engineering analysis, composite, additive technologies.

References

[1] Bendsøe M. P., Kikuchi N. Generating optimal topologies in structural design using a homogenization method // Computer Methods in Applies Mechanics and Engineering, 1988, vol. 71, issue 2, pp. 197–224. doi: 10.1016/0045-7825(88)90086-2.
[2] Bendsøe M. P. Optimal shape design as a material distribution problem // Structural optimization, 1989, vol. 1, pp. 193–202. doi: 10.1007/BF01650949.
[3] Bendsøe M. P. Optimization of Structural Topology, Shape and Material. Berlin, Springer, 1995. doi: 10.1007/978-3-662-03115-5.
[4] Bendsøe M. P., Sigmund O. Topology optimization: theory, methods, and applications. Berlin, Heidelberg, New York, Barcelona, Hong Kong, London, Milan, Paris, Tokyo, Springer Science & Business Media, 2003, 370 p.
[5] Topology Optimization Guide. Available at: https://www.topology-opt.com/software-list/ (accessed 13.04.2022).
[6] Structures Optimization for Additive Manufacturing. Available at: https://mir-s3-cdn-cf.behance.net/project_modules/2800_opt_1/ c7205f12779333.56288dc47212d.jpg (accessed 13.04.2022).
[7] Giga-voxel computational morphogenesis for structural design. Available at: https://www.research.manchester.ac.uk/portal/files/63629973/GigaVoxelDesign_Nature_Letter_UnProofed_1_.pdf (accessed 13.04.2022).
[8] Bendsøe M. P., Sigmund O. Topology optimization: theory, methods, and applications. Berlin, Heidelberg, New York, Barcelona, Hong Kong, London, Milan, Paris, Tokyo, Springer Science & Business Media, 2003, 370 p.
[9] Huang X., Xie M. Evolutionary Topology Optimization of Continuum Structures: Methods and Applications. 2010, 240 p. doi: 10.1002/9780470689486.
[10] Xiaoying Yang B. E. Bi-directional Evolutionary Method for Stiffness and Displacement Optimisation. Thesis of the degree of Master of Engineering. Australia, Melbourne. 1999.
[11] Xia L., Xia Q., Huang X., Xie Y. M. Bi-directional Evolutionary Structural Optimization on Advanced Structures and Materials // Archives of Computational Methods in Engineering, 2016, vol. 25, pp. 437–478. doi: 10.1007/s11831-016-9203-2.
[12] Rozvany G. The SIMP method in topology optimization – Theoretical background, advantages and new applications. 2012. doi: 10.2514/6.2000-4738.
[13] Zhang W., Zhong W., Guo X. An explicit length scale control approach in SIMP-based topology optimization // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2014, vol. 282, pp. 71–86. doi: 10.1016/j.cma.2014.08.027.

[14] Cheng W., Wang H., Zhang M., Du R. Improved proportional topology optimization algorithm for minimum volume problem with stress constraints // Engineering Computations, 2020. doi: 10.1108/EC-12-2019-0560.
[15] Prager W. Optimality criteria in structural design // Proc. Natl. Acad. Sci., 1968, vol. 3, issue 3, pp. 794–794. doi: 10.1073/pnas.61.3.794.
[16] Song L., Gao T., Tang L., Du X., Zhu J., Lin Y., Shi G., Liu H., Zhou G., Zhang W. An all-movable rudder designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by additive manufacturing // Computers and Structures, 2021, vol. 243. doi: 10.1016/j.compstruc.2020.106405.
[17] Li L., Liu Ch., Zhang W., Du Z., Guo X. Combined model-based topology optimization of stiffened plate structures via MMC approach // International Journal of Mechanical Sciences, 2021, vol. 208. doi: 10.1016/j.ijmecsci.2021.106682.
[18] Li B., Liu H., Yang Z., Zhang J. Stiffness design of plate/shell structures by evolutionary topology optimization // Thin-Walled Structures, 2019, vol. 141, pp. 232–250. doi: 10.1016/j.tws.2019.04.012.
[19] Sohouli A., Kefal A., Abdelhamid A., Yildiz M., Suleman A. Continuous density-based topology optimization of cracked structures using peridynamics // Structural and Multidisciplinary Optimization, 2020, vol. 62, pp. 2375–2389. doi: 10.1007/s00158-020-02608-1.
[20] Habibian A., Sohoulia A., Kefal A., Nadler B., Yildiz M., Suleman A. Multi-material topology optimization of structures with discontinuities using Peridynamics // Composite Structures, 2021, vol. 258, 113345. doi: 10.1016/j.compstruct.2020.113345.
[21] Gao J., Xiao M., Zhou M., Gao L. Isogeometric topology and shape optimization for composite structuresusing level-sets and adaptive Gauss quadrature // Composite Structures, 2022, vol. 285, 115263.
[22] Lieu Q. X., Lee J. A multi-resolution approach for multi-material topology optimization based on isogeometric analysis // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2017, vol. 323, pp. 272–302.
[23] Sandersa E. D., Aguilob M. A., Paulinoa G. H. Multi-material continuum topology optimization with arbitrary volume and mass constraints // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2018, vol. 340, pp. 798–823.
[24] Robbins J., Owen S. J., Clark B. W., Voth T. E. An efficient and scalable approach for generating topologically optimized cellular structures for additive manufacturing // Addit. Manuf., 2016, vol. 12, pp. 296–304.
[25] Azarov A. V., Antonov F. K., Vasiliev V. V., Golubev M. V., Krasovskii D. S., Razin A. F., Salov V. A., Stupnikov V. V., Khaziev A. R. Development of a two-matrix composite material fabricated by 3d printing // Polymer Science, Series D, 2017, vol. 10, no. 1, pp. 87–90.
[26] Xia L., Breitkopf P. Concurrent topology optimization design of material and structure within FE2 nonlinear multiscale analysis framework // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2014, vol. 278, pp. 524–542.
[27] Xia L., Breitkopf P. A reduced multiscale model for nonlinear structural topology optimization // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2014, vol. 280, pp. 117–134.
[28] Xia L., Breitkopf P. Design of of materials using topology optimization and energy-based homogenization approach in Matlab // Structural and Multidisciplinary Optimization, 2015. doi: 10.1007/s00158-015-1294-0.
[29] Xia L., Breitkopf P. Multiscale structural topology optimization with an approximate constitutive model for local material microstructure // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2015, vol. 286, pp. 147–167.
[30] Xia L., Breitkopf P. Recent advances on topology optimization of multiscale nonlinear structures // Archives of Computational Methods in Engineering, 2017. doi: 10.1007/S11831-016-9170-7.
[31] Theocaris P. S., Stavroulaki G. E. Optimal material design in composites: an iterative approach based on homogenized cells // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1999, vol. 169, no. 1–2, pp. 31–42.
[32] Rodrigues H., Guedes J. M., Bendsøe M. P. Hierarchical optimization of material and structure // Structural and Multidisciplinary Optimization, 2002, vol. 24, no. 1, pp. 1–10.
[33] Zhang W., Sun S. Scale-related topology optimization of cellular materials and structures // International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2006, vol. 68, no. 9, pp. 993–1011.
[34] da Silva A. L. F., Salas R. A., Nelli Silvaa E. C., Reddy J. N. Topology optimization of fibers orientation in hyperelastic composite material // Composite Structures, 2020, vol. 231, 111488. doi: 10.1016/j.compstruct.2019.111488.
[35] Hozic D., Thore C.-J., Cameron Ch., Loukil M. A new method for simultaneous material and topology optimization of composite laminate structures using Hyperbolic Function Parametrization // Composite Structures, 2021, vol. 276, 114374. doi: 10.1016/j.compstruct.2021.114374.
[36] Huang Y., Tian X., Zheng Z., Li D., Malakhov A. V., Polilov A. N. Multiscale concurrent design and 3D printing of continuous fiber reinforced thermoplastic composites with optimized fiber trajectory and topological structure // Composite Structures, 2022, vol. 285, 115241.
[37] Next-generation engineering design software. Available at: https://ntopology.com (accessed 13.04.2022).
[38] 3D printing a rocket engine. Available at: https://www.etmm-online.com/3d-printing-a-rocket-engine-a-886960 (accessed 13.04.2022).
[39] Bohara R. P., Linforth S., Nguyen T., Ghazlan A., Ngo T. Novel lightweight high-energy absorbing auxetic structures guided by topology optimization // International Journal of Mechanical Sciences, 2021, vol. 211, 106793.

[40] Choi J. B., Lakes R. S. Non-linear properties of metallic cellular materials with a negative Poisson's ratio // Journal of Materials Science, 1992, vol. 27, pp. 5375–5381.
[41] Davood M., Babak H., Ranajay G., Magid H. A., Hamid N.-H., Ashkan V. Elastic properties of chiral, anti-chiral, and hierarchical honeycombs: A simple energy-based approach // Theoretical and Applied Mechanics Letters, 2016, vol. 6, issue 2, pp. 81–96.
[42] Li T., Liu F., Wang L. Enhancing indentation and impact resistance in auxetic composite materials // Composites, Part B: Engineering, 2020, vol. 198, 108229.
[43] Xu M., Xu Z., Zhang Z., Lei H., Bai Y., Fang D. Mechanical properties and energy absorption capability of AuxHex structure under in-plane compression: theoretical and experimental studies // International Journal of Mechanical Sciences, 2019, vol. 159, pp. 43–57. doi: 10.1016/j.ijmecsci.2019.05.044.
[44] Guo M.-F., Yang H., Ma L. Design and characterization of 3D AuxHex lattice structures // International Journal of Mechanical Sciences, 2020, vol. 181, 105700. doi: 10.1016/j.ijmecsci.2020.105700.

[45] Wang H., Lu Z., Yang Z., Li X. A novel re-entrant auxetic honeycomb with enhanced in-plane impact resistance // Composite Structures, 2019, vol. 208, pp. 758–770. doi: 10.1016/j.compstruct.2018.10.024.
[46] Khakhlenkova A. A., Lopatin A. V. *Obzor konstrukcij adapterov sovremennyh kosmicheskih apparatov* [Overview of adapter designs for modern spacecrafts] // Spacecrafts & Technologies, 2018, vol. 2, no. 3, pp. 134–146. doi: 10.26732/2618-7957-2018-3-134-146. (In Russian)
[47] Razin A. F., Vasiliev V. V. Development of composite anisogrid spacecraft attach fitting // Proc. of 11th European Conf. on Composite Materials, 2004, 9 p.
[48] Vasiliev V. V., Barynin V. A., Razin A. F. Anisogrid composite lattice structures Development and aerospace applications // Composite structures, 2012, vol. 94, issue 3, pp. 1117–1127. doi. 10.1016/j.compstruct.2011.10.023.
[49] Frketic J., Dickens T., Ramakrishnan S. Automated manufacturing and processing of fiber- reinforced polymer (FRP) composites: An additive review of contemporary and modern techniques for advanced materials manufacturing // Additive Manufacturing, 2017, vol. 14, pp. 69–86. doi: 10.1016/j.addma.2017.01.003.
[50] Fedulov B., Fedorenko A., Khaziev A., Antonov F. Optimization of parts manufactured using continuous fiber three-dimensional printing technology // Composites, Part B: Engineering, 2021, vol. 227, 109406.
[51] Baldzhiev R. S., Alekseyev A. A., Azarov A. V. Topology optimization of the lattice payload adapter for carrier rocket // Advances in Composite Science and Technology, 2018, vol. 683, 012061. doi: 10.1088/1757-899X/683/1/012061.

Сведения об авторах

Бабкина Людмила Алексеевна – кандидат технических наук, доцент кафедры компьютерного моделирования Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва.

Бразговка Ольга Владимировна – кандидат педагогических наук, доцент кафедры инженерной графики Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва.

Сорокин Дмитрий Владимирович – кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой инженерной графики Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва.

УДК 629.78
DOI 10.26732/j.st.2022.2.02

ПРИМЕНЕНИЕ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В СИСТЕМЕ КОРРЕКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Н. Э. Коваленко✉, А. А. Внуков
Сибирский федеральный университет,
г. Красноярск, Российская Федерация
АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

Обозначено место электрореактивных двигателей в системе коррекции космических аппаратов, описаны основные задачи, решаемые системой коррекции при эксплуатации космических аппаратов. Приведена современная классификация электрореактивных двигателей, согласно которой существует четыре класса, отличающихся природой процессов, сообщающих рабочему телу кинетическую энергию: электротермические, электростатические, импульсные, магнитоплазмодинамические. Для иллюстрации современного уровня технологии приведены примеры электрореактивных двигателей различных классов, применяющихся в современных космических аппаратах, систематизированы их технические характеристики, такие как тяга, удельный импульс, потребляемая мощность и КПД. В качестве основных двигателей коррекции современных космических аппаратов обозначены электростатические: стационарные плазменные (холловские) и ионные. Для различных классов электрореактивных двигателей приведены диапазоны их обобщенных характеристик в виде совокупности удельного импульса (характеризующего экономичность двигателя) и цены тяги (определяющей энергопотребление двигателя в пересчете на единицу тяги). Указана необходимость учитывать стоимостные показатели разработки и эксплуатации электрореактивных двигателей при создании системы коррекции перспективных космических аппаратов. Определены задачи на дальнейшее исследование в области технико-экономической эффективности применения электрореактивных двигателей в составе систем коррекции космических аппаратов.

Ключевые слова: космический аппарат, система коррекции, электрореактивный двигатель, классификация электрореактивных двигателей, технико-экономическая эффективность.

Введение

При выполнении целевой задачи космического аппарата (КА) важную роль играют двигательные установки (ДУ) системы коррекции (СК) КА, представляющие собой совокупность реактивных двигателей, топливных баков с топливом и соединительных трубопроводов. Реактивные двигатели из состава двигательных установок систем коррекции космических аппаратов могут для своей работы использовать различные виды топлив, а реактивная сила в них может возникать вследствие использования различных типов энергии.

✉ motskusn@mail.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2022

ДУ СК предназначены для различных задач, связанных с управлением движением КА по орбите [1]:

- корректировка ошибок орбиты КА после выведения его на целевую орбиту средствами выведения;
- довыведение КА на целевую орбиту с переходной;
- перевод КА между орбитами или между орбитальными точками на геостационарной орбите;
- удержание КА на орбите с заданными параметрами;
- разгрузка маховиков системы ориентации и стабилизации.

Выбор того или иного типа реактивного двигателя зависит от комбинации задач, для решения которых он используется, а также, в связи

со все возрастающей коммерциализацией использования космического пространства, стоимости изготовления и эксплуатации реактивных двигателей на орбите – то есть наряду с техническими характеристиками двигателей при оценке эффективности их использования в СК КА необходимо рассматривать и экономические показатели эффективности, для большей наглядности объединяя их в технико-экономические характеристики.

1. Классификация ЭРД

Основной технико-экономической характеристикой реактивного двигателя является удельный импульс – скорость истечения продуктов химической реакции (или рабочего тела, если тяга создается без химической реакции) из сопла реактивного двигателя, – который определяет экономичность использования топлива (рабочего тела), влияя, таким образом, на требуемую массу запаса топлива (рабочего тела) КА. Реактивные двигатели, обладающие большим удельным импульсом, обеспечивают более экономичное расходование топлива (рабочего тела), а значит для их работы в течение орбитального функционирования КА требуется меньший запас топлива (рабочего тела), что снижает его суммарную стоимость, а также, в случае когда снижение массы топлива (рабочего тела) приводит к уменьшению стартовой массы КА, к снижению стоимости запуска КА на орбиту.

Среди всех существующих на сегодняшний день типов реактивных двигателей лидирующее место по величине удельного импульса занимают электрореактивные двигатели (ЭРД) [2]. Их принцип работы основан на преобразовании электрической энергии в кинетическую энергию истечения ионизированного рабочего тела [3]. ЭРД применяются в качестве двигателей системы коррекции космических аппаратов. Использование ЭРД в системе ориентации возможно, но малая тяга, присущая этому типу реактивных двигателей, делает процесс управления ориентацией КА сложным, а организацию режимов обеспечения живучести КА, из-за большого энергопотребления ЭРД, практически невозможной.

Существует как минимум две классификации электрореактивных двигателей. Одна была сформулирована еще в 1985 г. в энциклопедии «Космонавтика» под редакцией В. П. Глушко: двигатели разделены по типу сил, разгоняющих рабочее тело, на газодинамические, электромагнитные и электростатические.

В современной классификации (рис. 1) [4–6], в связи с появлением большого количества модификаций различных типов двигателей, ЭРД принято разделять на четыре класса, которые приблизительно соответствуют уровню технологий, необходимому для их создания:

- электротермические (с газодинамическим ускорением рабочего тела), которые делятся на электронагревные (рис. 2*а*) и электродуговые (рис. 2*б*);
- электростатические (ускорение рабочему телу сообщается электростатическим полем), которые делятся на плазменные (или холловские) (рис. 3*а* и 3*б*), в которых электростатическое поле создается между положительно заряженным анодом и холловским током электронов во внешнем магнитном поле, и ионные (рис. 3*в*), в которых разгоняющее электростатическое поле создается между двумя близкорасположенными заряженными решетками на срезе рабочей камеры двигателя;
- импульсные (ускорение рабочего тела также вызывается действием газодинамических сил, однако газообразование рабочего тела из твердого или жидкого состояния происходит под действием электрической разрядной дуги) (рис. 4*а*);
- магнитоплазмодинамические или магнитоплазменные (частицы рабочего тела ускоряются под действием магнитного поля) (рис. 4*б*).

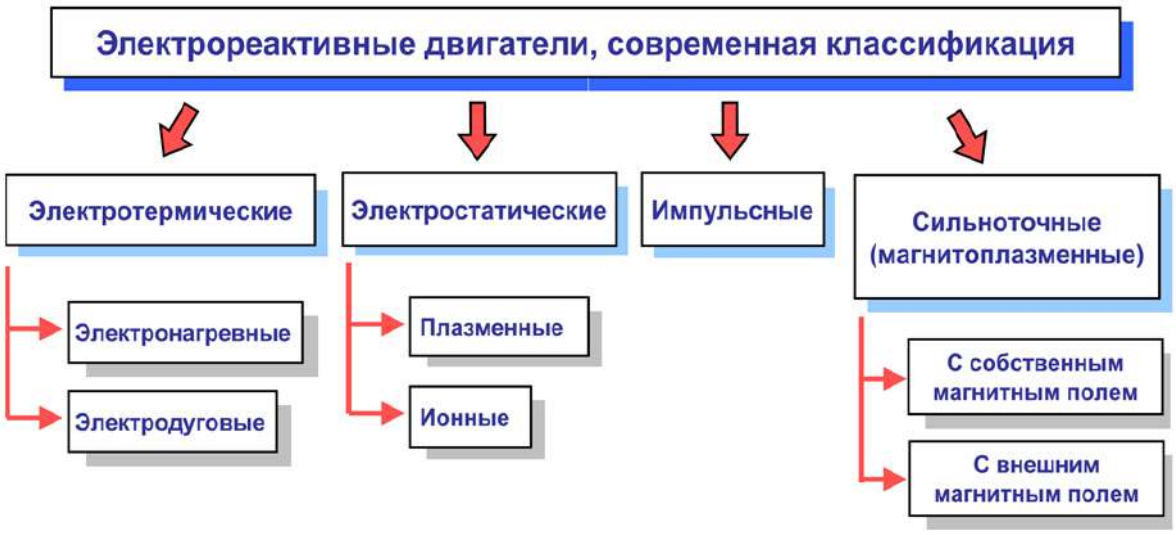


Рис. 1. Современная классификация ЭРД

а *б*

Рис. 2. Электротермические двигатели:
а – электронагревный двигатель; *б* – электродуговой двигатель

а *б* *в*

Рис. 3. Электростатические двигатели:
а – СПД-50М; *б* – Плас-34; *в* – ИД-300

а *б*

Рис. 4. ЭРДУ импульсного и магнитоплазмодинамического типов:
а – импульсный двигатель АИПД-45-2; *б* – МПДД разработки МАИ, мощностью 200 кВт

Из всех типов ЭРД наиболее часто используются в ДУ КА и наиболее отработаны ионные и холловские двигатели. Данные типы двигателей обладают относительно высокими эксплуатационными характеристиками (удельный импульс, КПД, ресурс), что позволяет эффективно использовать их в ДУ СК КА различного класса, функционирующих на различных орбитах.

Однако развитие космической техники, приводящее к возникновению новых требований к разработке СК и КА в целом: многократные межорбитальные перелеты с целью транспортировки грузов; снижение массы СК и КА за счет использования для реактивного движения одного экономичного вида топлива/рабочего тела; сокращение общего количества реактивных двигателей

в составе КА, – требует от разработчиков СК применения расширенной номенклатуры ЭРД, что, в свою очередь, стимулирует исследования различных схем ЭРД – как с целью создания двигателей, использующих новые принципы генерации тяги, так и с целью совершенствования существующих конструктивных схем ЭРД.

Примеры ЭРД различных типов, применяющихся в современных КА, приведены в табл. 1 [7–9].

Разнообразие ЭРД (табл. 1), предлагая инженерам широкий выбор возможностей для построения СК КА, вместе с тем не позволяет сделать однозначный вывод о целесообразности применения того или иного типа ЭРД для конкретного КА, поскольку все характеристики двигателей взаимосвязаны и каждая вносит свой вклад в эффективность функционирования КА. В связи с этим имеет смысл рассматривать обобщенные характеристики различных типов ЭРД – в этом случае целесообразность применения конкретного типа ЭРД будет определяться еще на этапе проектирования аппарата, что сузит область поиска подходящих ЭРД и будет способствовать наиболее полному использованию преимуществ определенного типа ЭРД в каждом конкретном проекте КА.

Таблица 1

Примеры ЭРД различных типов

Тип ЭРД		Название ЭРД, предприятие-разработчик, страна	Удельный импульс, с	Тяга, мН	Мощность, кВт	КПД, %
Электротермические	Электронагревные	STAR, SSTL, Великобритания	80	30	0,03	41
	Электродуговые	MR-510, Aerojet, США	600	260	2	40
Электростатические	Плазменные	СПД-100, ОКБ Факел, Россия	1520	83	1,35	44
		ДАС Д-38, ЦНИИмаш	1300–2800	25–100	0,4–1,0	40–60
	Ионные	ИД-100, Центр Келдыша, Россия	2500–3500	6–19	0,15–0,5	45–55
		XIPS-25, The Boeing Company, США	3500	165	4,5	85
Импульсные		ИПД-120, НИИ ПМЭ МАИ, Россия	850	0,82	0,06	57
Сильноточные (магнитоплазменные)		AF-MPDT, Alta SpA, Италия РКК «Энергия» МПДД	1500–3000	1000–20000	50–250	20–45

2. Технические и экономические параметры ЭРД

В качестве обобщенных технических характеристик ЭРД могут рассматриваться удельный импульс (импульс, генерируемый ЭРД при расходовании 1 кг рабочего тела) и цена тяги (количество электрической энергии, необходимой для генерации тяги в 1 Н). Удельный импульс характеризует эффективность расходования рабочего тела на создание реактивной силы, а цена тяги – уровень энерговооруженности КА, требуемый для сообщения ему расчетного ускорения. Анализ этих обобщенных характеристик позволяет оценить возможность применения того или иного типа ЭРД в СК КА, а также обозначить возможные пути повышения характеристик СК КА путем замены ЭРД одного типа на ЭРД другого типа.

Графическое представление пересечения обобщенных характеристик ЭРД различных типов представлено на рис. 5 [7; 10].

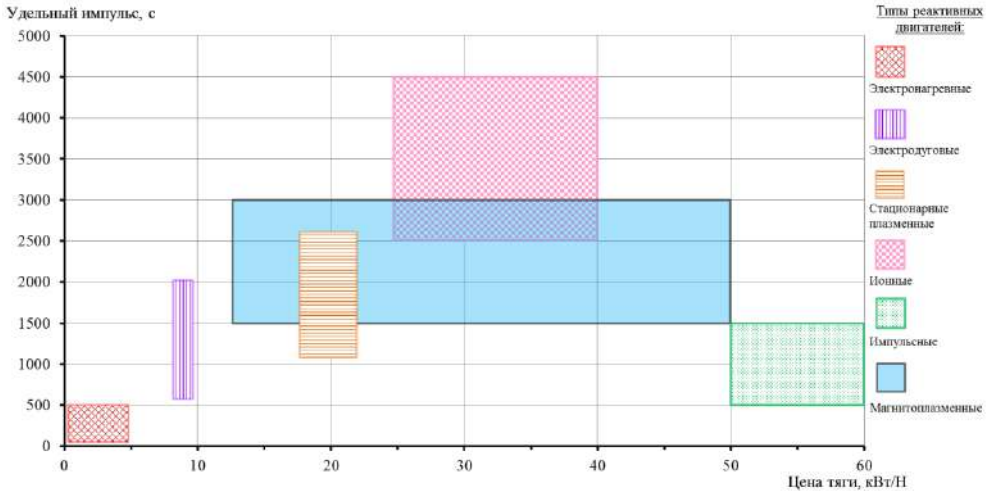


Рис. 5. Обобщенные характеристики ЭРД разных типов

Из диаграммы на рис. 5 видно, что, например, стационарные плазменные двигатели могут быть заменены на ионные, что может привести к экономии рабочего тела, однако одновременно гарантированно приведет к увеличению цены тяги, то есть к необходимости увеличить количество электрической энергии, расходуемой на проведение коррекций орбиты КА. Кроме того, рис. 5 показывает, что, несмотря на то, что импульсные двигатели при работе расходуют достаточно малое количество электроэнергии, их обобщенная характеристика «цена тяги» не позволяет говорить об их эффективном применении в составе СК КА, поскольку малый уровень генерируемой тяги нивелирует все преимущества низкого электропотребления.

Для достижения наилучших показателей для каждого типа ЭРД применяются рабочие тела разного агрегатного состояния: жидкости, газы, смеси газов. Так для электротермических РД для достижения наилучшего результата применяется аммиак, для сильноточных – литий, для электростатических – ксенон, для импульсных – фторопласт. В табл. 2 приведена сравнительная характеристика различных рабочих тел, применяемых для ЭРД [11].

Таблица 2

Рабочее тело для ЭРД. Сравнительная характеристика

Топливо	Температура плавления, °С	Температура кипения, °С	Цена за 1 кг в 2005 году, $
Висмут, Bi	271	1559	6
Кадмий, Cd	321	765	25
Цезий, Cs	29	685	40000
Йод, I	113	182	484
Криптон, Kr	–	–	295
Ртуть, Hg	–39	357	4
Ксенон, Xe	–	–	1138

Из приведенной таблицы видно, что стоимость 1 кг рабочего тела для ЭРД варьируется в широком диапазоне – от 6 до 40 000 $. Такой большой диапазон колебаний этого показателя делает невозможным игнорирование при проектировании СК экономической составляющей разработки и эксплуатации ЭРД, а значит вместе с обобщенными техническими характеристикам ЭРД (рис. 5) необходимо учитывать такую экономическую характеристику, как стоимость килограмма рабочего тела. Например, если рабочее тело ксенон заменить на йод, то стоимость суммарного импульса, генерируемого СК, снизится более чем в два раза, а значит, при условии не снижения технических характеристик СК более чем в два раза, такая замена рабочего тела может быть экономически оправдана.

Другими словами, на основе технических параметров ЭРД: удельный импульс, тяга, масса, – можно определить техническую эффективность применения ЭРД в системе коррекции КА, однако расширение рынка коммерческих КА вызывает необходимость учитывать и стоимостные критерии выбора ЭРД, такие, как стоимость топлива, стоимость двигателя, стоимость эксплуатации (стоимость оборудования, обеспечивающего эксплуатацию ЭРД на орбите). Для оперативной проектной оценки эффективности применения ЭРД в составе СК целесообразно объединение технических и эко-

номических критериев в одном обобщенном показателе технико-экономической эффективности ЭРД.

Заключение

Основной идеей разработки показателя эффективности является установление связи между стоимостью изготовления и эксплуатации ЭРД в составе СК и целевым показателем работы ЭРД – эффективностью орбитального маневрирования КА. Результаты такого исследования могут быть использованы для определения состава системы коррекции КА на этапе аванпроекта, что позволит ускорить выполнение предконтрактных работ, повысив, таким образом, конкурентоспособность КА.

В общем виде показатель технико-экономической эффективности ЭРД должен представлять собой произведение значений технических и экономических параметров ЭРД, ухудшающих технические и экономические характеристики СК (цена тяги, масса ЭРД, удельная стоимость рабочего тела и удельная стоимость создания и эксплуатации ЭРД), отнесенное к удельному импульсу как к единственному параметру, увеличение которого улучшает технические (суммарная масса рабочего тела) и экономические (суммарная стоимость рабочего тела) параметры СК. Из нескольких сравниваемых ЭРД целесообразно применение того ЭРД, обобщенный показатель технико-экономической эффективности которого имеет наименьшее значение.

Список литературы

[1] Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие. Красноярск : Сиб. гос. аэрокосм. ун-т., 2011. 488 с.
[2] Ханфар А. Перспективы использования электрореактивных двигателей в космической отрасли России // Успехи современной науки и образования. 2017. № 4 (4). С. 193–196.
[3] Горшков О. А., Муравлев В. А., Шагайда А. А. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов. М. : Машиностроение, 2008. 280 с.
[4] Fortescue P., Swinerd G., Stark J. Spacecraft Systems Engineering (4th ed.). UK : John Wiley & Song, 2011. 724 p.
[5] Воробьев Е. В., Денисов О. Е., Кузнецов В. И. Проектирование транспортных средств специального назначения : учеб. пособие. М. : МАДИ, 2014. 96 с.
[6] Егорычев В. С. Теория, расчет и проектирование ракетных двигателей : электрон. учеб. пособие. Самара : Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т), 2011.
[7] Назаров В. Ю., Журавлев М. В., Краев Е. М. Ракетные двигатели космических аппаратов : учеб. пособие. Красноярск : Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т., 2015. 200 с.
[8] Григорьев П. А., Ермошкин Ю. М. Обзор состояния и тенденции развития электрореактивных двигателей за рубежом // Решетневские чтения : материалы XXI Междунар. науч.-практ. конф. 2017. С. 204–205.
[9] Гусев Ю. Г., Пильников А. В. Роль и место электроракетных двигателей в Российской космической программе // Электронный журнал «Труды МАИ». 2012. № 60. URL: http://trudymai.ru/published.php?ID=35385.
[10] Важенин Н. А., Обухов В. А., Плохих В. А., Попов Г. А. Ракетные двигатели космических аппаратов и их влияние на радиосистемы космической связи. М. : Физматлит, 2012. 432 с.
[11] DeSantis D. Satellite Thruster Propulsion- H2O2 Bipropellant Comparison with Existing Alternatives [Электронный ресурс]. URL: https://www.researchgate.net/publication/261288210_Satellite_Thruster_Propulsion-_H2O2_Bipropellant_Comparison_with_Existing_Alternatives/stats (дата обращения: 22.10.2020).

APPLICATION OF ELECTRIC THRUSTERS IN A SPACECRAFT PROPULSION SYSTEM

N. E. Kovalenko, A. A. Vnukov
Siberian Federal University,
Krasnoyarsk, Russian Federation
JSC «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems»,
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

The place of electric rocket thrusters in a spacecraft propulsion system is pointed out; the tasks for such propulsion system are described. The modern classification of electric thrusters is given, in accordance of that one there are four classes, dissimilar due to a nature of processes

that impart a kinetic energy to a propellant: electrothermal, electrostatic, pulsed and magnetoplasmodynamic. In order to illustrate an electric rocket thrusters sate of art, examples different classes electric rocket thrusters for modern spacecrafts are presented; the technical characteristics, such a thrust, specific impulse, powered energy and efficiency are systematized. As a general electric rocket thrusters for spacecraft propulsion system were chosen electrostatic thrusters: stationary plasma (Hall thrusters) and ion thusters. For the different classes of electric rocket thrusters the common characteristics are defined as a set of: specific impulse (that describes thruster propellant efficiency), thrust cost (determines electric power consumption per unit thrust) and propellant type (combines thruster's technical and economical characteristics). A necessity is stated to take into account the cost parameters of an electric rocket thruster design and a manufacturing during a propulsion system developing for a next generation spacecraft. The tasks are determined for the further research in the area of a techno-economic efficiency of electric rocket thrusters exploiting as a part of a spacecraft's propulsion system.

Keywords: spacecraft, propulsion system, electric rocket thruster, electric rocket thrusters classification, techno-economic efficiency.

References

[1] Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2011, 488 p. (In Russian)

[2] Khanfar A. *Perspektivy ispol'zovaniya elektroreaktivnyh dvigatelej v kosmicheskoj otrasli Rossii* [Prospects for the use of electric jet engines in the space industry of Russia] // Achievements of modern science and education, 2017, no. 4 (4), pp. 193–196. (In Russian)

[3] Gorshkov O. A., Muravlev V. A., Shagaida A. A. *Hollovskie i ionnye plazmennye dvigateli dlya kosmicheskih apparatov* [Hall and ion plasma thrusters for spacecraft]. Moscow, Mechanical engineering, 2008, 280 p. (In Russian)

[4] Fortescue P., Swinerd G., Stark J. Spacecraft Systems Engineering (4th ed.). UK: John Wiley & Song, 2011. 724 p.

[5] Vorob'ev E. V., Denisov O. E., Kuznetsov V. I. *Proektirovanie transportnyh sredstv special'nogo naznacheniya* [Design of special purpose vehicles]. Moscow, MADI, 2014, 96 p. (In Russian)

[6] Yegorychev V. S. *Teoriya, raschet i proektirovanie raketnyh dvigatelej* [Theory, calculation and design of rocket engines]. Samara, Samar. State Aerospace Univ. named after S. P. Korolev, 2011. (In Russian)

[7] Nazarov V. Yu., Zhuravlev M. V., Kraev E. M. *Raketnye dvigateli kosmicheskih apparatov* [Rocket engines of spacecraft]. Krasnoyarsk, Sib. State Aerospace. Univ., 2015, 200 p. (In Russian)

[8] Grigoriev P. A., Yermoshkin Yu. M. *Obzor sostoyaniya i tendencii razvitiya elektroreaktivnyh dvigatelej za rubezhom* [Review of the state and trends in the development of electric jet engines abroad] // Reshetnev readings : materials of the XXI International scientific-practical conference, Krasnoyarsk, 2017, pp. 204–205. (In Russian)

[9] Gusev Yu. G., Pilnikov A. V. *Rol' i mesto elektroraketnyh dvigatelej v Rossijskoj kosmicheskoj programme* [The role and place of electric rocket engines in the Russian space program] // Electronic journal «Proceedings of the MAI», 2012, no. 60. URL: http://trudymai.ru/published.php?ID=35385. (In Russian)

[10] Vazhenin N. A., Obukhov V. A., Plokhikh V. A., Popov G. A. *Raketnye dvigateli kosmicheskih apparatov i ih vliyanie na radiosistemy kosmicheskoj svyazi* [Rocket engines of space vehicles and their influence on radio systems of space communication]. Moscow, Fizmatlit, 2012, 432 p. (In Russian)

[11] DeSantis D. Satellite Thruster Propulsion- H2O2 Bipropellant Comparison with Existing Alternatives. Available at: https://www.researchgate.net/publication/261288210_Satellite_Thruster_Propulsion-_H2O2_Bipropellant_Comparison_with_Existing_Alternatives/stats (accessed 22.10.2020).

Сведения об авторах

Внуков Алексей Анатольевич – начальник группы отдела разработки баллистического и навигационного обеспечения космических аппаратов и космических систем АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва», старший преподаватель Сибирского федерального университета. Окончил Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва в 2006 году. Область научных интересов: космическая техника, небесная механика, динамика полета космических аппаратов.

Коваленко Наталья Эдуардовна – магистрант Сибирского федерального университета. Область научных интересов: реактивные двигатели.

УДК 620.1:669.295
DOI 10.26732/j.st.2022.2.03

ВЛИЯНИЕ ЛАЗЕРНОЙ ОБРАБОТКИ ПОВЕРХНОСТИ ТИТАНОВЫХ ОБРАЗЦОВ НА АДГЕЗИОННУЮ ПРОЧНОСТЬ КЛЕЕВЫХ СОЕДИНЕНИЙ

А. В. Гирн[1], М. С. Руденко[1] ✉, В. Б. Тайгин[2], А. Е. Михеев[1], Д. В. Раводина[1]

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

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

В статье рассматривается прочность клеевых соединений образцов из титановых сплавов ОТ-4, поверхность которых обработана лазерным излучением. В работе представлены результаты анализа зависимости макро- и микрогеометрии полученной поверхности, химического состава, краевого угла смачивания и адгезионной прочности клеевых соединений при сдвиге от режимов лазерной обработки. Целью данной работы является определение оптимальных параметров лазерной обработки для получения высокой прочности клеевых соединений. Полученные результаты можно использовать при склеивании конструктивных элементов космических аппаратов. Исследования проводились на клеевой паре «Титан – Титан». В зависимости от режима обработки были выявлены характерные текстуры поверхности, которые были объединены в группы «В», «К» и «С». Высокоэнергетические режимы лазерной обработки поверхности образцов перед склеиванием приводят к значительному повышению прочностных характеристик клеевого соединения (до 70 %) благодаря увеличению площади склеивающей поверхности и механическому запиранию клея в микрорельефе текстуры образцов. Кроме того, применение данного способа, по сравнению с механическими и химическими методами, значительно повышает производительность обработки поверхности.

Ключевые слова: клеевое соединение, титановый сплав, прочность при сдвиге, лазерная обработка.

Введение

Титановые сплавы широко используются в ракетно-космической технике в связи с их высокими удельными характеристиками по прочности и жесткости, а также в связи с их высокой химической стойкостью, низким коэффициентом термического расширения и удовлетворительными температурами эксплуатации. В космических аппаратах титановые сплавы широко используются в качестве соединительных элементов углепластиковых конструкций. При этом титановая деталь (законцовка или закладной элемент) вклеивается в углепластиковый элемент космического аппарата. Так обеспечиваются разъемные и неразъемные шарнирные соединения каркасов солнечных батарей, штанг и силовых элементов. Пример фланцевой законцовки приведен на рис. 1.

✉ mister.m.rudenko@gmail.com

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2022

Несмотря на то, что клеевые соединения позволяют снизить массу конструкции и сократить затраты на производство, прочность соединения таких узлов довольно низкая. Это обусловлено тем, что титановые сплавы относятся к трудносклеиваемым материалам по причине того, что на их поверхности всегда присутствует тонкая оксидная пленка, препятствующая образованию межатомных и межмолекулярных связей между клеем и подложкой. В настоящее время на предприятиях, изготавливающих космические аппараты, отсутствует надежный способ подготовки поверхности перед склеиванием титановых сплавов. На используемый метод подготовки поверхности согласно ОСТ 92-0949-74 (зашкуривание) большое влияние оказывает человеческий фактор, что отражается на качестве клеевого соединения. Таким образом, важной задачей является выявление способов обработки поверхностей перед склеиванием, которые будут обеспечивать удаление окалины и загрязнений с поверхности, а так-

же придание макро- и микрогеометрии и хорошей смачиваемости.

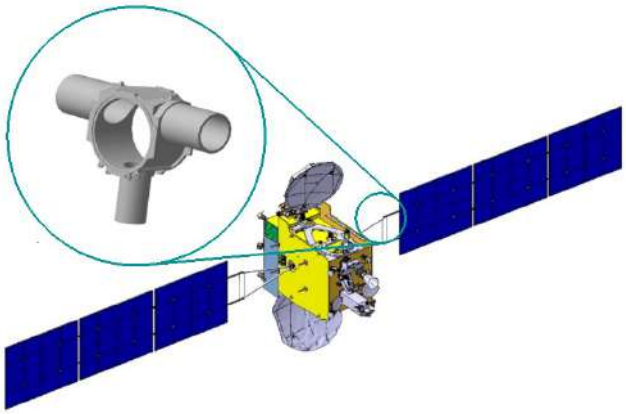


Рис. 1. Пример детали из титанового сплава для соединения трубчатых элементов КА

Анализ литературы показывает, что для увеличения прочности клеевых соединений титановых сплавов используются различные способы подготовки поверхности перед склеиванием. Обычно выделяют следующие способы обработки: механические, химические, электрохимические, обработка концентрированными источниками энергии, нанесение покрытий и др. [1].

Механические способы обработки, такие как пескоструйная, дробеструйная, обработка шлифованием, обработка щетками с проволочной щетиной и наждачной бумагой [2–5], несмотря на доступность и низкую стоимость, позволяют лишь создать шероховатость поверхности и удалить часть оксидного слоя и загрязнения. Однако удаленный оксидный слой образуется вновь сразу после обработки, поэтому прочность клеевых соединений с такой подготовкой остается низкой. Несмотря на это, такая обработка может быть использована перед другими обработками, которые позволяют модифицировать поверхностный оксидный слой, например, химической или электрохимической [1].

Химические способы обработки (травление) изменяют поверхность благодаря химическим реакциям. Существует огромное количество работ, посвященных этому вопросу [6–8]. При химической обработке оксид титана стравливается и образуется новая оксидная пленка с измененным составом, структурой или строением, в зависимости от сплава и состава ванн травления. Недостатками процесса является трудоемкость (необходимость большого количества подготовительных операций), кроме того, образовавшиеся структуры оксида титана обычно нестабильны при повышенных температурах, что приводит к развитию напряжений на границе раздела «клей – оксидный слой» и снижению прочности клеевого соединения [9]. Кроме того, при травлении в кислотах проблемой является внедрение водорода в подложку в процессе обработки, что приводит к ее хрупкому разрушению [7].

Электрохимические способы обработки включают в себя обезжиривание и деоксидирование перед образованием анодной пленки [1]. При данном виде обработки можно регулировать размер пор поверхностного слоя посредством изменения компонентов электролита и плотности тока. В полученные поры проникает клей, что способствует высокой прочности клеевого соединения. Существуют разнообразные методики анодного оксидирования, применяемые для обработки титановых сплавов [10; 11]. Анализ литературных источников [1] показывает, что анодное оксидирование в растворе хромовой кислоты и в растворе NaOH обеспечивает высокую прочность клеевого соединения и стойкость к повышенным температурам и влажности. Применение данного вида обработки сдерживается сложностью процесса подготовки изделий перед анодированием и использованием в процессе вредных реагентов.

К электрохимическим способам может быть отнесен процесс микродугового оксидирования (МДО), который позволяет отказаться от сложных операций подготовки поверхности перед обработкой и использовать экологически чистые электролиты, а также получать многофункциональные керамикоподобные оксидные покрытия с уникальными свойствами. Такие покрытия могут применяться для создания на деталях прочного тепло- и электроизолирующего слоя, защиты поверхностей от эрозии в высокоскоростных газовых потоках, коррозии в агрессивных средах и износа трением, для повышения коэффициента излучения поверхности и т. п. Процесс МДО представляет собой упрочняющую обработку материалов, совмещающую диффузионные, термические, плазмохимические и электрофизические процессы формирования оксидного слоя [12–15].

Нанесение покрытий. Для нанесения покрытий чаще всего используются газотермические способы напыления, которые позволяют получить покрытия с высокой адгезионной прочностью. Наибольшее применение имеет метод плазменного напыления [3] который заключается в быстром нагреве порошка (TiO_2, Al_2O_3, ZrO_2 и др.) до расплавленного состояния и распыления его на подложку с высокой скоростью.

Обработка концентрированными источниками энергии. В качестве таких источников могут использоваться плазменная струя, электронный луч, сжатая электрическая дуга или излучение лазера. При данной обработке изменяется шероховатость поверхности и происходит модифицирование поверхностного слоя [5; 16; 17].

Лазерная обработка выглядит предпочтительнее химических и электрохимических способов обработки, поскольку позволяет исключить не-

достатки «мокрых» методов обработки поверхности титана и достичь высокой стойкости клеевых соединений. При определенных условиях лазерная обработка поверхности титана позволяет создать столбчатую структуру с конусоподобными выступами, что способствует повышению прочности клеевого соединения благодаря увеличению площади обрабатываемой поверхности, образованию механического сцепления за счет проникновения клея между микроконусами, изменению химического состава поверхности с увеличением смачиваемости поверхности подложки клеем [18; 21].

P. Molitor и T. Young в своей работе [19] представили экологический способ лазерной обработки титанового сплава для авиационной промышленности. В их работе были исследованы три различных типа смесей эксимерного лазера (KrF, ArF и XeCl). Уровни плотности энергии лазеров варьировались от 0,3 до 5 Дж/см^2. Они определили, что углы смачиваемости, измеренные после лазерной обработки, значительно меньше, чем на необработанной поверхности, а также было показано, что угол смачиваемости увеличивается при длительном хранении обработанного образца в условиях окружающей среды.

Y. Wang и др. в своей работе [18] рассматривали лазерную обработку титана для медицинских целей в ортопедических имплантатах. Считается, что титановые сплавы с лазерной текстурой обладают более благоприятной биосовместимостью. Используя ультрафиолетовый лазер и формируя им различные текстуры на поверхности, они изучили взаимосвязь между лазерной обработкой, свойствами поверхности и пролиферацией клеток.

Таким образом, анализ научной литературы показал, что использование лазерной обработки поверхности титановых сплавов для склеивания с углепластиковыми деталями является малоизученным направлением. Прочность клеевого соединения зависит от различных параметров: текстуры, шероховатости, угла смачиваемости и др. Ранее были проведены исследования [20], где определялось влияние метода обработки поверхности титанового сплава на прочность клеевого соединения. Целью данной работы является выявление оптимальных параметров лазерной обработки для получения высокой прочности клеевого соединения. Было решено провести предварительное исследование на определение адгезионной прочности на паре «Титан – Титан» чтобы исключить влияние подготовки поверхности углепластика.

1. Эксперимент

Экспериментальные исследования включали:

• лазерную обработку образцов из титанового сплава при различных режимах;

• склеивание обработанных при одинаковых режимах образцов друг с другом;

• испытание склеенных образцов на прочность при сдвиге.

Кроме того, для образцов, обработанных при разных технологических режимах, исследовали микроструктуру, стехиометрию (химический состав поверхности), микрогеометрию поверхности, определяли шероховатость и краевой угол смачивания.

2. Методика проведения исследований

В данной работе использовались образцы из титанового сплава ОТ-4, который широко применяется в ракетно-космической промышленности. Образцы изготовлены размером 70×20×2 мм.

Образцы обрабатывали иттербиевым импульсным волоконным лазером (IPG, YLPM-1-4×200-20-20) при температуре окружающей среды и в стандартной атмосфере. Переменными параметрами обработки были выбраны: мощность и скорость перемещения лазерного луча, а также количество полос обработки на 1 мм. Обработка поверхности проводилась двунаправленной штриховкой рабочей зоны, т. е. лазерный луч перемещался «змейкой» по поверхности образца. На рис. 2 схематично изображена траектория лазерной обработки. Характеристики лазера и режимы лазерной обработки представлены в табл. 1. Номера связанных комбинаций режимов обработки представлены в табл. 2.

Для образцов, предназначенных для испытания на прочность клеевого соединения, обработке подвергался участок под склеивание размером 15×20 мм^2 (рис. 2), для образцов, предназначенных для исследования свойств, зона обработки составляла 10×10 мм^2 (рис. 3).

Таблица 1

Параметры лазерной обработки

Параметр обработки	Значение
Длина волны лазера, мкм	1,064
Частота следования импульсов, кГц	40
Ширина импульса, нс	200
Энергия в импульсе, мДж	0,5
Количество проходок	2
Мощность лазера, Вт	10/15/20
Скорость обработки, мм/с	200/400/600
Количество полос на 1 мм, мм$^{-1}$	15/25/50

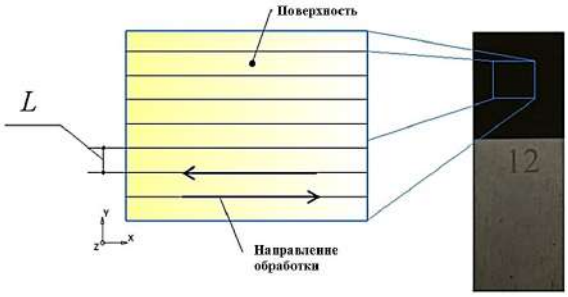


Рис. 2. Схема процесса обработки поверхности лазером

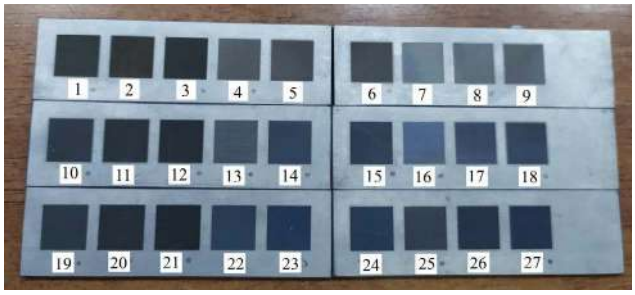


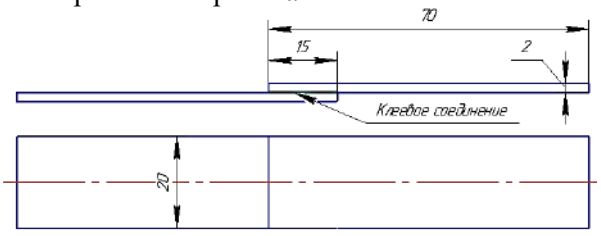
Рис. 3. Образцы лазерной обработки для исследования поверхности

Таблица 2

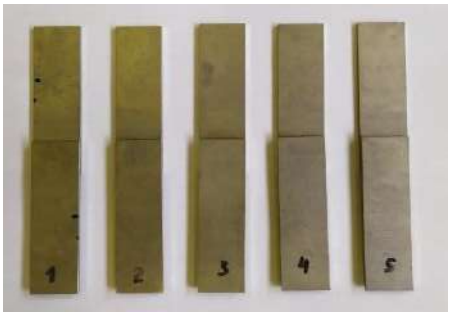
Номер образца в зависимости от режима обработки

Количество полос на 1 мм	Мощность лазера, Вт								
	10	15	20	10	15	20	10	15	20
15	1	2	3	4	5	6	7	8	9
25	10	11	12	13	14	15	16	17	18
50	19	20	21	22	23	24	25	26	27
	200			400			600		
	Скорость обработки, мм/с								

Поверхности двух образцов, обработанных лазерным излучением, склеивались между собой клеем ВК-9 (ОСТ 1-90281-86), который представляет собой трехкомпонентную эпоксидную композицию холодного отверждения. Перед склеиванием обработанная лазером поверхность обезжиривалась ацетоном. Склеивание производилось согласно ОСТ 92-0949-74. Площадь клеевого соединения составляла $S = 300$ мм^2. Геометрические размеры клеевого соединения внахлест схематично изображены на рис. 4*а*.



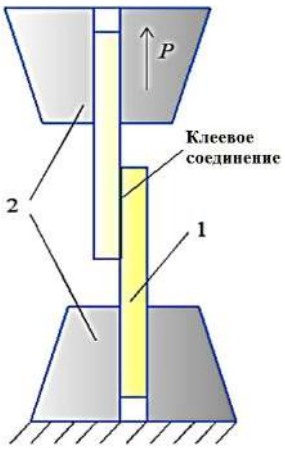
а



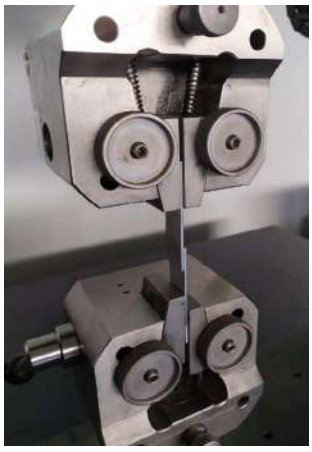
б

Рис. 4. Образец для испытания на сдвиг
а – чертеж клеевого соединения; *б* – внешний вид склеенных образцов

Механическое испытание клеевого соединения проводилось не менее чем через 24 часа после склеивания (ОСТ 92-1477-78) в условиях квазистатического нагружения на универсальной испытательной машине (Eurotest T-50, S.A.E. IBERTEST, Испания). Нагрузка создавалась с постоянной скоростью 5 мм/мин. Для обеспечения статической надежности склеивали серию из 5 образцов для каждого выбранного режима обработки поверхности. Испытание клеевого соединения схематично изображено на рис. 5*а*.



а



б

Рис. 5. Испытание клеевого соединения:
а – схема испытания: 1 – образец; 2 – захваты;
б – внешний вид образцов в процессе испытания

Для качественного анализа микроструктуры и микрорельефа обработанных лазером поверхностей использовали сканирующий электронный ми-

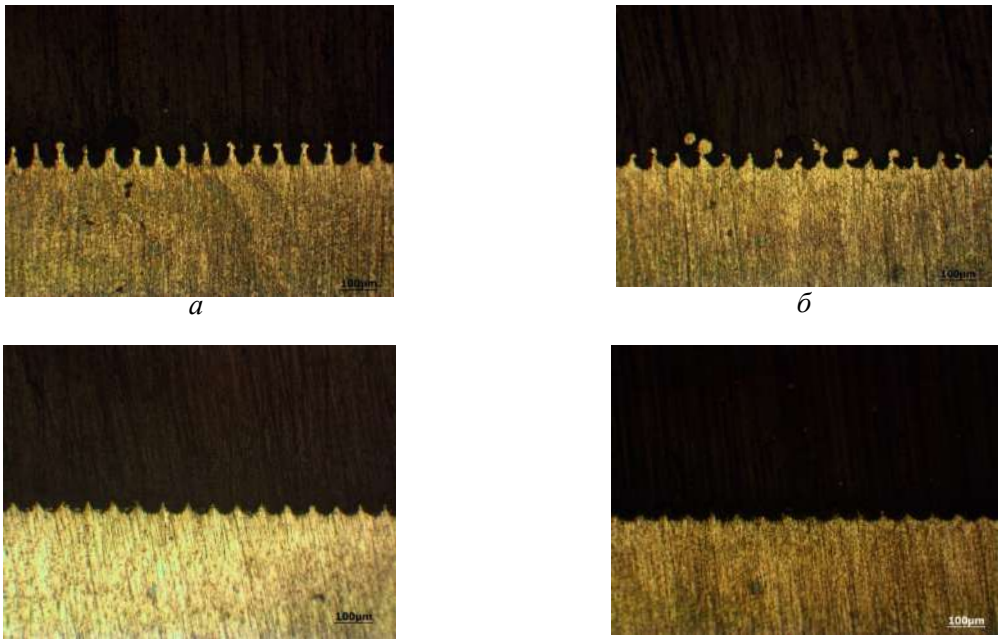
кроскоп (Tescan Vega 3 XMU, Чехия) и оптический металлографический микроскоп (Neophot-32, Carl Zeiss, Германия). Шероховатость обработанной поверхности измеряли профилометром (TR110, TIME Group Inc., Китай). Краевой угол смачивания измеряли методом лежачей капли.

3. Результаты и обсуждение

Предварительный анализ обработанной поверхности проводился на оптическом микроскопе. Были выявлены несколько характерных текстур поверхности среди всех образцов в зависимости от режимов обработки:

1) Текстура «Волна» («В») – наблюдается на образцах с 1 по 9. Особенность текстуры заключается в том, что на поверхности можно выявить траектории лазерного излучения. В зависимости от удельной энергии лазера форма рельефа может иметь сильные отличия (рис. 6). Глубина «канавки», оставленная лазерным лучом, варьируется от 13 до 116,71 мкм. При обработке поверхности рельеф уходит не только вглубь, но и из-за расплава материала приподнимается над первоначальным уровнем.

В зависимости от режима лазерной обработки можно наблюдать симметричную структуру «канавки». Но на высокоэнергетических режимах обработки наблюдается появление «структур-артефактов» (рис. 6*б*). За счет подплавления стенки «канавки» образуются наросты, которые в частных случаях могут иметь высоту от 40 до 60 мкм. Данные структуры увеличивают рабочую площадь склеивания. Клей, затекая в данную структуру, будет создавать «замок-якорь», что должно увеличивать прочность клеевого соединения.



а *б* *в* *г*

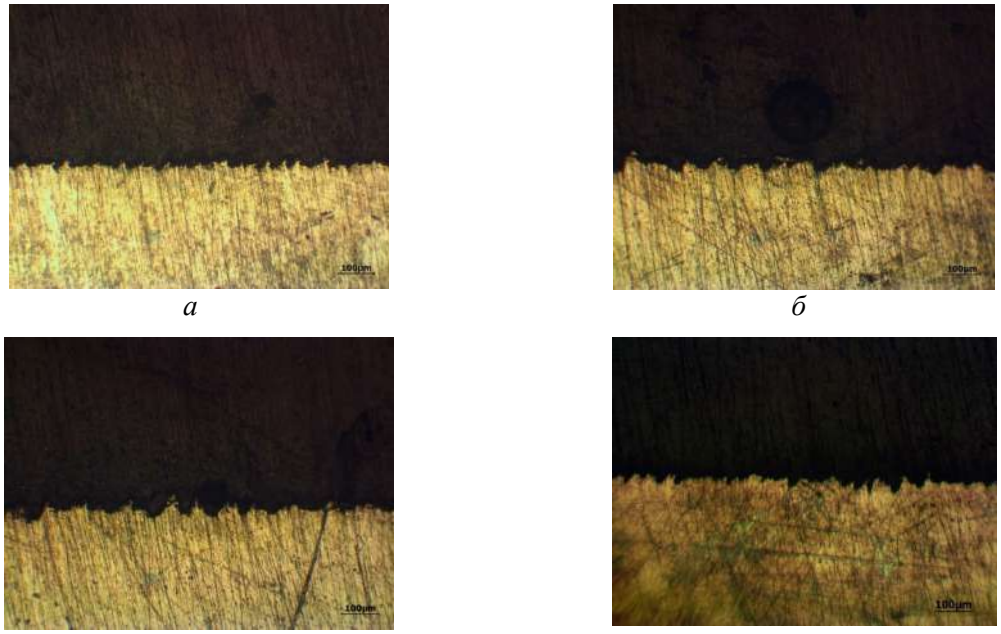
Рис. 6. Фотографии микрошлифов образцов с текстурой «В»:
а – 1, *б* – 3, *в* – 4, *г* – 8

2) Текстура («К») – наблюдается у образцов 10–12, 15, 19–21. Особенность текстуры в том, что структура представляет собой грубую неупорядоченную поверхность без трещин (рис. 7). Глубина поверхности – от 20 до 50 мкм. За счет высокой мощности лазера и большого количества полос проходок на 1 мм энергетический пучок от лазерного луча накладывается на поверхность, разрушая симметрию, наблюдаемую у текстуры «В».

3) Текстура «С» – наблюдается у образцов 13–14, 16–18, 22–27. Воздействие энергетического пучка минимально, в большей степени, из-за высокой скорости перемещения лазерного луча. Текстура имеет малую шероховатость. Глубина рельефа – менее 10 мкм (рис. 8).

Было решено для дальнейшего исследования выбрать образцы с лазерной обработкой, которые в большей степени характеризуют текстуру своей поверхности: текстура «В» – 1 и 3 образец; текстура «К» – 12 образец; текстура «С» – 13 образец. Микроструктура шлифа, микрофотография поверхности и химический анализ выбранных образцов представлены в табл. 3.

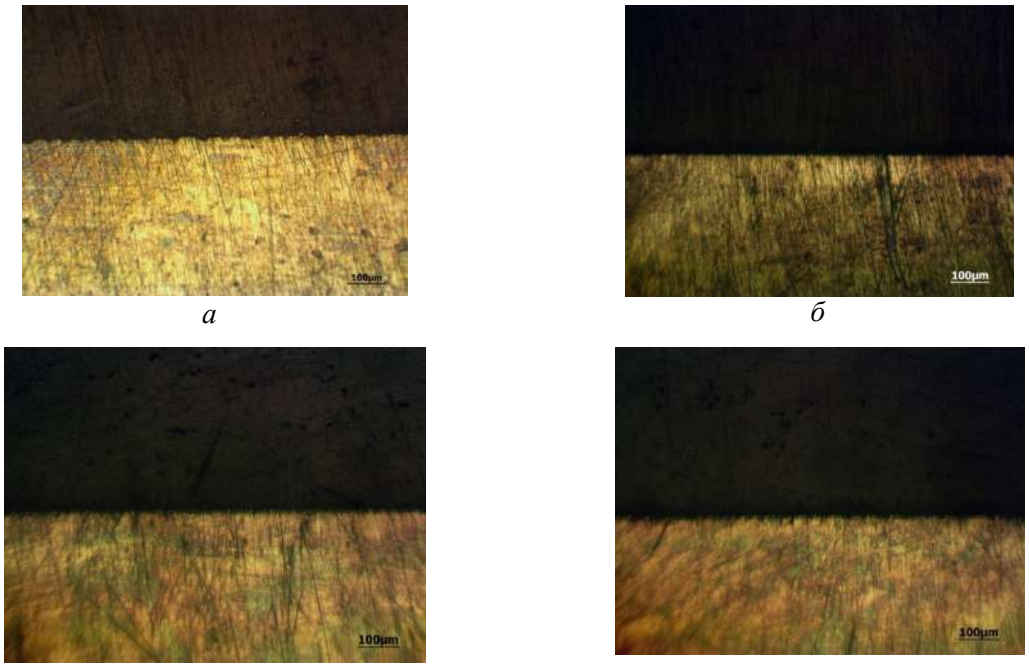
Часть энергии лазерного излучения поглощается материалом, что способствует его плавлению и морфологическому изменению поверхности и образованию оксидного слоя. Считается, что химический состав поверхности титановых сплавов выполняет ключевую функцию в адгезии поверхности [18].



а *б*

в *г*

Рис. 7. Фотографии микрошлифов образцов с текстурой «К»:
а – 10, *б* – 11, *в* – 12, *г* – 21



а *б*

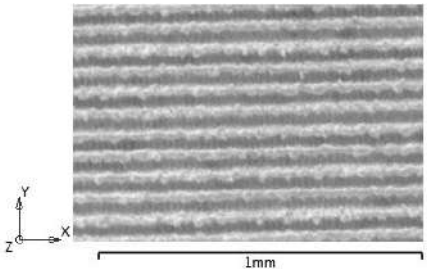
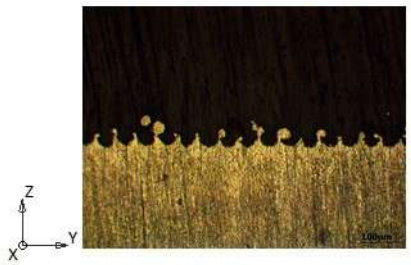
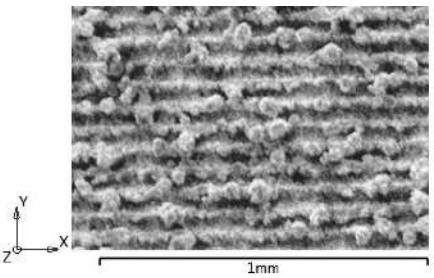
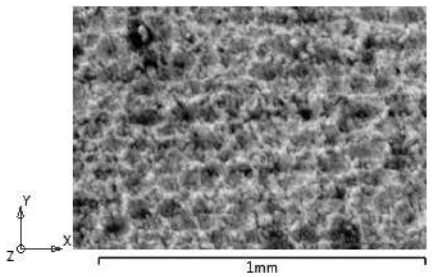
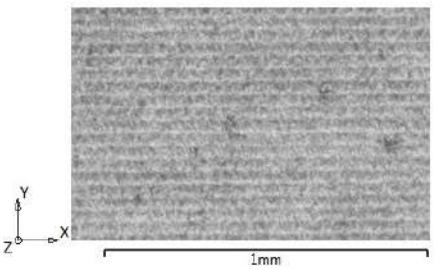
в *г*

Рис. 8. Фотографии микрошлифов образцов с текстурой «С»:
а – 13, *б* – 16, *в* – 22, *г* – 24

Измерения шероховатости поверхности и угол смачиваемости представлены в табл. 4. Угол смачиваемости измеряли через 24 часа после обработки поверхности. В связи с направленной особенностью поверхности после лазерной обработки капля жидкости удлиняется в направлении лазерного сканирования. Поэтому угол смачиваемости капли измерялся параллельно направлению обработки (рис. 9). Смачиваемость поверхности сильно зависит от времени после обработки [19]. После 48 часов хранения обработанной поверхности на воздухе при комнатной температуре наблюдается небольшое увеличение угла смачиваемости, через месяц наблюдается возвращение к первоначальному значению необработанной поверхности.

Таблица 3

Параметры текстур

№ образца	Микрошлиф	Электронный микроскоп	Химический состав
1			Ti – 70,86 % O – 24,09 % C – 2,71 % Al – 1,71 % Mn – 0,62 %
3			Ti – 71,25 % O – 23,66 % C – 2,6 % Al – 1,75 % Mn – 0,73 %
12			Ti – 68,34 % O – 26,17 % C – 3,16 % Al – 1,64 % Mn – 0,7 %
13			Ti – 68,81 % O – 23,87 % C – 4,46 % Al – 2,09 % Mn – 0,78 %

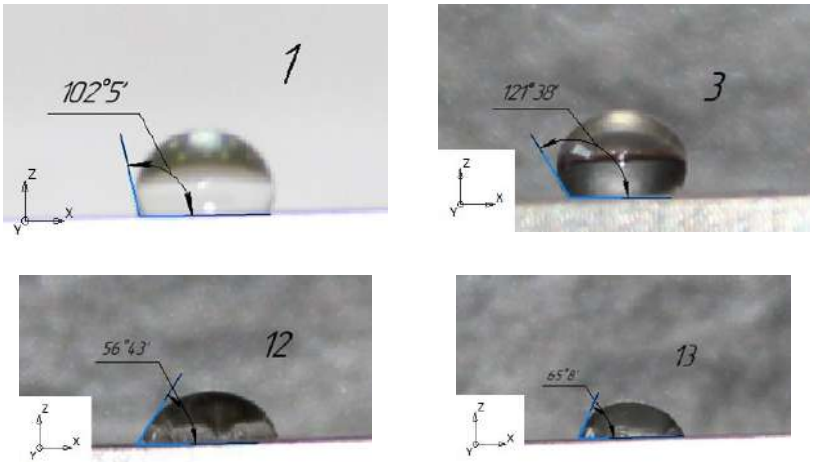


Рис. 9. Угол смачиваемости на обработанных лазером поверхностях:
а – 1, *б* – 3, *в* – 12, *г* – 13

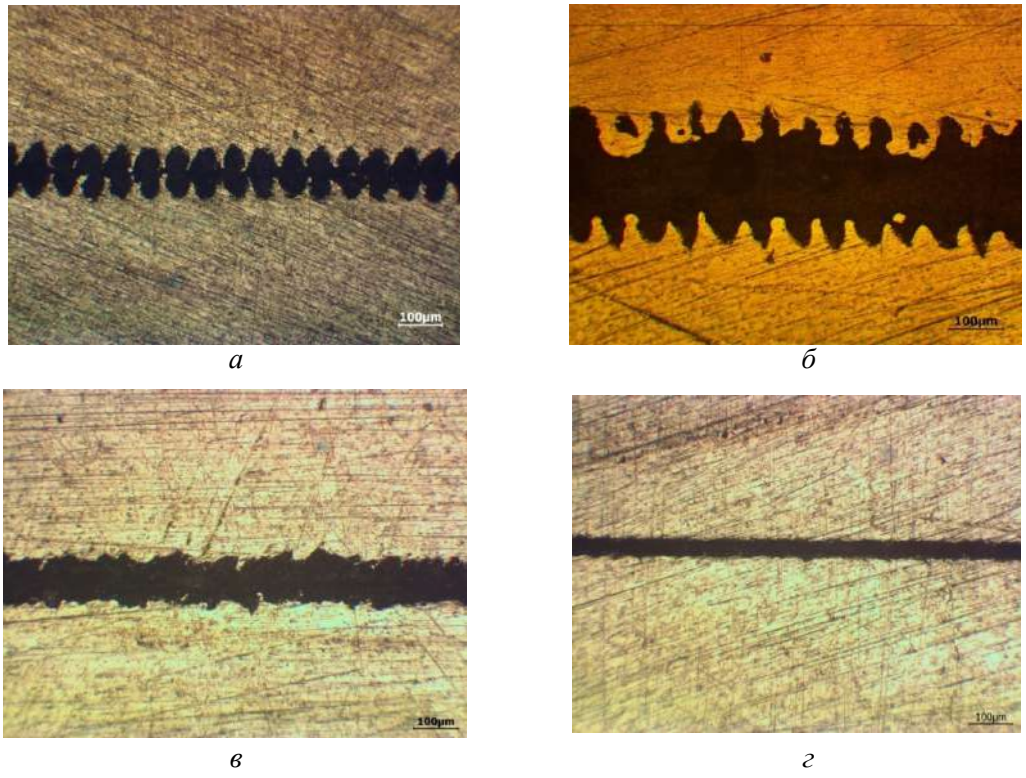
Образцы № 1 и № 3 показали гидрофобную поверхность. Это можно объяснить тем, что капля жидкости лежит на пиках обработанной поверхности, образуя воздушный карман с поверхностью, лежащей ниже вершин поверхности, что приводит к увеличению угла смачиваемости. Данное состояние представляет собой смешанное состояние Венцеля и Касси-Бакстера [22; 23]. Углы смачиваемости образцов № 12 и № 13 незначительно изменились по сравнению с необработанной поверхностью. Для масштабирования процесса лазерной обработки важным параметром является время обработки образца площадью 1 см^2. Для исследуемых режимов обработки данный параметр представлен в табл. 4.

На рис. 10 можно наблюдать микрошлифы клеевого соединения исследуемых образцов. На образцах № 1 и № 3, которые имеют гидрофобную структуру, не наблюдаются воздушные карманы. Это может быть связано с технологией склейки по ОСТ 92-0949-74. После нанесения клея и соединения пластин с лазерной обработкой необходимо приложить распределенную нагрузку на образец. Под действием этой силы клей проникает в микрорельеф поверхности и застывает, создавая неразъемное соединение.

Таблица 4

Параметры поверхности и лазерной обработки

Образец	Без обработки	1	3	12	13
Удельная плотность энергии обработки E_d, мкДж/мкм^2	–	0,750	1,5	2,5	0,625
Время обработки 1 см^2, с	–	7,5	7,5	12,5	6,25
Шероховатость R_a, мкм	0,72	6,5	9,65	5,37	1,76
Угол смачиваемости, °	61	102,5	121,38	56,43	65,8



а *б* *в* *г*

Рис. 10. Микрошлифы склеенных образов:
а – 1, *б* – 3, *в* – 12, *г* – 13

В табл. 5 и рис. 11 представлены результаты средних значений прочности на сдвиг клеевых соединений образцов №№ 1, 3, 12 и 13. На образцах №№ 1, 3 и 13 наблюдается когезионное разрушение клеевого соединения, на образце 12 – смешанная схема разрушения (рис. 12).

Таблица 5

Результаты испытаний клеевых соединений на прочность при сдвиге

Образец	Без обработки	1	3	12	13
Прочность на сдвиг, МПа	14,15	23,61	25,13	24,17	21,83
Прирост прочности, %	–	66,8	77,5	70,7	54,2

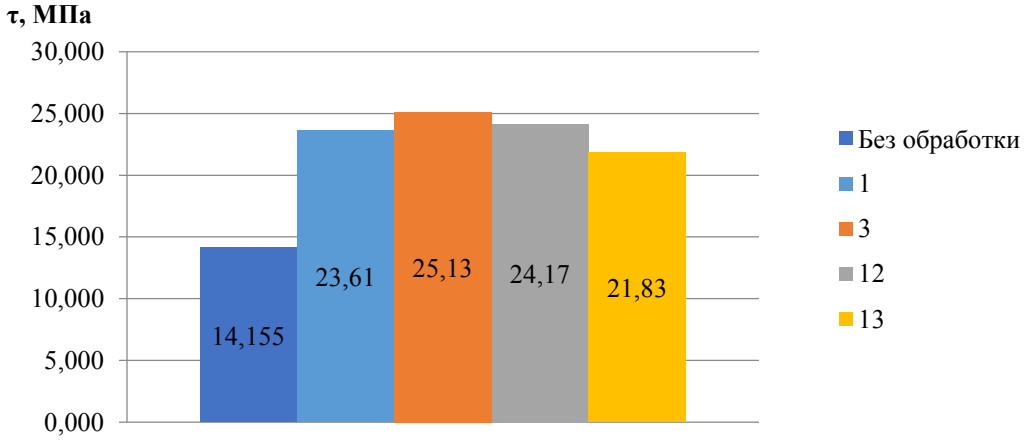
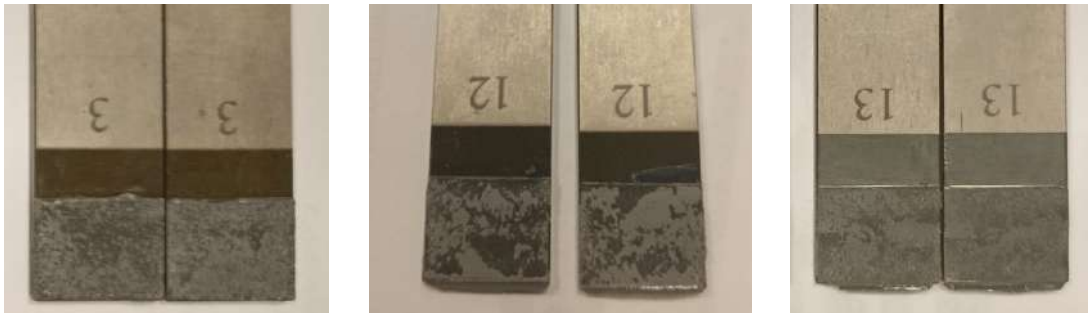


Рис. 11. Диаграмма прочности на сдвиг образцов



а *б* *в*

Рис. 12. Характер разрушения клеевого соединения:
а – 3, *б* – 12, *в* – 13

Больший прирост прочности клеевого соединения показали образцы под № 3 и № 12 – более 70 %. Имея разные текстуры, образцы показали высокие результаты.

По микрошлифам исследуемых образцов было определено, что площадь контакта обработанных поверхностей увеличилась. В табл. 6 представлен показатель δ, который показывает, во сколько раз в среднем увеличилась площадь контакта склейки:

$$\delta = L_{л} / L_{пр},$$

где $L_{л}$ – длина кривой поверхности лазерной обработки на микрошлифе, $L_{пр}$ – проекция кривой на горизонтальную ось.

Стоит отметить, что органическое загрязнение обработанной поверхности вносит отрицательное влияние на прочность клеевого соединения [18]. В химическом составе всех образцов был обнаружен углерод, что косвенно подтверждает наличие органического загрязнения. Поэтому очистке поверхности до лазерной обработки и перед склеиванием необходимо уделять особое внимание.

Таблица 6

Значения показателя δ

№ образца	δ
1	2,48
3	2,37
12	1,53
13	1,09

Заключение

Высокоэнергетические режимы лазерной обработки поверхности образцов перед склеи-

ванием приводят к значительному повышению прочностных характеристик клеевого соединения (до 70 %). Прочность клеевого соединения титановых образцов увеличивается благодаря, во-первых, увеличению площади склеивающей поверхности, во-вторых, механическому запиранию клея в микрорельефе текстуры поверхности.

Применение лазера значительно сокращает время обработки поверхности по сравнению с механическими и химическими методами. Это важно при серийном производстве изделий, что непосредственно влияет на стоимость конечного продукта.

На основе полученных данных дальнейшее исследование будет направлено на определение влияния фазового состава поверхности на прочность клеевых соединений, в том числе пары «титановый сплав – углепластик».

Список литературы

[1] Сибилева С. В., Каримова С. А. Обработка поверхности титановых сплавов для обеспечения адгезионных свойств (обзор) // Авиационные материалы и технологии. 2013. № S2. С. 25–35.
[2] Allen K. W., Alsalim H. S. Titanium and alloy surfaces for adhesive bonding // J. Adhesion. 1974. vol. 6. pp. 229–237.
[3] Molitor P., Young T. Adhesives bonding of a titanium alloy to a glass fibre reinforced composite material // Int. J. Adhes. Adhes. 2002. vol. 22. pp. 101–107.
[4] Ramani K., Weidner W. J., Kumar G. Silicon sputtering as a surface treatment to titanium alloy for bonding with PEKEKK // Int. J. Adhes. Adhes. 1998. vol. 18. pp. 401–412.
[5] Akram M., Jansen K. M. B., Ernst L. J., Bhowmik S. Atmospheric pressure plasma surface modification of titanium for high temperature adhesive bonding // Int. J. Adhes. Adhes. 2011. vol. 31. pp. 598–604.
[6] Venables J. D. Review: adhesion and durability of metal–polymer bonds // J. Mater. Sci. 1984. vol. 19. pp. 2431–2453.
[7] Nagaoka A., Yokoyama K., Sakai J. Evaluation of hydrogen absorption behavior during acid etching for surface modification of commercial pure Ti, Ti–6Al–4V and Ni–Ti superelastic alloys // Corrosion Science. 2010. vol. 52. pp. 1130–1138.
[8] Smith T. A Surface treatment for Ti–6AI–4V // J. Adhes. 1983. vol. 15. no. 2. pp. 137–150.
[9] Mahoon A. Titanium adherends // Durability of structural adhesives. 1983. P. 255.
[10] Ditchek B. M., Breen K. R., Sun T. S., Venables J. D. Morphology and composition of titanium adherends prepared for adhesive bonding // Proc. 25th Nat. SAMPE Symp. 1980. pp. 13–24.
[11] Assefpour-Dezfuly M., Vlachos C., Andrews E. H. Oxide morphology and adhesive bonding on titanium surfaces // J. Mater. Sci. 1984. vol. 19. pp. 3626–3639.
[12] Суминов И. В., Эпельфельд А. В., Людин В. Б., Крит Б. Л., Борисов А. М. Микродуговое оксидирование: теория, технология, оборудование. М. : Экомет, 2005. 368 с.
[13] Гордиенко П. С., Гнеденков С. В. Микродуговое оксидирование титана и его сплавов. Владивосток : Дальнаука, 1997. 185 с.
[14] Коломейченко А. В. Технологии повышения долговечности деталей машин восстановлением и упрочнением рабочих поверхностей комбинированными методами с применением микродугового оксидирования : монография. Орел : Орел ГАУ, 2013. 255 с.
[15] Федоров В. А., Белозеров В. В., Великосельская Н. Д. Формирование упрочненных поверхностных слоев методом микродугового оксидирования в различных электролитах и при изменении токовых режимов // Физика и химия обработки материалов. 1991. № 1. С. 87–93.
[16] Fundeanu I., Klee D., Kwakernaak A., Poulis J. A. The effect of substituted poly(p-xylylene) on the quality of bonded joints when used as a primer replacement // Int. J. Adhes. Adhes. 2010. vol. 30. pp. 111–116.
[17] Wang Y., Zhang J., Li K., Hu. J. Surface characterization and biocompatibility of isotropic microstructure prepared by UV laser // Journal of Materials Science & Technology. 2021. vol. 94. pp. 136–146.
[18] Wang Y., Zhang M., Li K., Hu J. Study on the surface properties and biocompatibility of nanosecond laser patterned titanium alloy // Optics and Laser Technology. 2021. vol. 139. doi: 10.1016/j.optlastec.2021.106987.
[19] Molitor P., Young T. Investigations into the use of excimer laser irradiation as a titanium alloy surface treatment in a metal to composite adhesive bond // Int. J. Adhes. Adhes. 2004. vol. 24. pp. 127–134.
[20] Руденко М. С., Марченко С. В., Раводина Д. В., Гирн А. В., Михеев А. Е. Способы повышения адгезии клеевого соединения титанового сплава // Решетневские чтения : материалы XXV Междунар. науч.-практ. конф. Красноярск. 2021. Ч. 1. С. 52–54.
[21] Baburaj E. G., Starikov D., Evans J., Shafeev G. A., Bensaoula A. Enhancement of adhesive joint strength by laser surface modification // Int. J. Adhes. Adhes. 2007. vol. 27. pp. 268–276.
[22] Cassie A. B. D., Baxter S. Wettability of porous surfaces // Faraday Society. 1944. vol. 40. pp. 546–551. doi: 10.1039/tf9444000546.
[23] Patil D., Aravindan S., Wasson M. K., Vivekanandan P., Rao P. V. Fast Fabrication of Superhydrophobic Titanium Alloy as Antibacterial Surface Using Nanosecond Laser Texturing // Journal of Micro and Nano-Manufacturing.

2017. no. 6. doi: 10.1115/1.4038093.
[24] Wang Y., Zhang J., Li K., Hu J. Surface characterization and biocompatibility of isotropic microstructure prepared by UV laser // Journal of Materials Science & Technology. 2021. no. 94. pp. 136–146.

THE EFFECT OF LASER SURFACE TREATMENT OF TITANIUM SAMPLES ON THE ADHESIVE STRENGTH OF ADHESIVE JOINTS

A. V. Girn[1], M. S. Rudenko[1], V. B. Taigin[2], A. E. Mikheev[1], D. V. Ravodina[1]

[1] Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Krasnoyarsk, Russian Federation
[2] JSC «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems», Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

The article considers the strength of adhesive joints of specimens made of OT-4 titanium alloys, the surface of which has been treated with laser radiation. The paper presents the results of the dependence of the macro- and microgeometry of the obtained surface, chemical composition, wetting angle and adhesion strength of adhesive joints under shear on laser processing modes. The purpose of this work is to determine the optimal parameters of laser processing for obtaining high strength adhesive joints. The results obtained can be used for gluing spacecraft structural elements. The studies were carried out on the adhesive pair «Titan – Titan». Depending on the processing mode, characteristic surface textures were identified, which were combined into groups «B», «K» and «C». High-energy modes of laser surface treatment of samples before gluing lead to a significant increase in the strength characteristics of the adhesive joint (up to 70 %) due to an increase in the area of the gluing surface and mechanical locking of the adhesive in the microrelief of the texture of the samples. In addition, the use of this method, in comparison with mechanical and chemical methods, significantly increases the productivity of surface treatment.

Keywords: adhesive joint, titanium alloy, shear strength, laser processing.

References

[1] Sibileva S. V., Karimova S. A. *Obrabotka poverkhnosti titanovykh splavov dlya obespecheniya adgezionnykh svoystv (obzor)* [Surface treatment of titanium alloys to provide adhesion properties] // Aviation Materials and Technologies, 2013, no. 2, pp. 25–35. (In Russian)
[2] Allen K. W., Alsalim H. S. Titanium and alloy surfaces for adhesive bonding // J. Adhesion, 1974, vol. 6, pp. 229–237.
[3] Molitor P., Young T. Adhesives bonding of a titanium alloy to a glass fibre reinforced composite material // Int. J. Adhes. Adhes., 2002, vol. 22, pp. 101–107.
[4] Ramani K., Weidner W. J., Kumar G. Silicon sputtering as a surface treatment to titanium alloy for bonding with PEKEKK // Int. J. Adhes. Adhes., 1998, vol. 18, pp. 401–412.
[5] Akram M., Jansen K. M. B., Ernst L. J., Bhowmik S. Atmospheric pressure plasma surface modification of titanium for high temperature adhesive bonding // Int. J. Adhes. Adhes., 2011, vol. 31, pp. 598–604.
[6] Venables J. D. Review: adhesion and durability of metal–polymer bonds // J. Mater. Sci., 1984, vol. 19, pp. 2431–2453.
[7] Nagaoka A., Yokoyama K., Sakai J. Evaluation of hydrogen absorption behavior during acid etching for surface modification of commercial pure Ti, Ti–6Al–4V and Ni–Ti superelastic alloys // Corrosion Science, 2010, vol. 52, pp. 1130–1138.
[8] Smith T. A Surface treatment for Ti–6AI–4V // J. Adhes., 1983, vol. 15, no. 2, pp. 137–150.
[9] Mahoon A. Titanium adherends // Durability of structural adhesives, 1983, P. 255.
[10] Ditchek B. M., Breen K. R., Sun T. S., Venables J. D. Morphology and composition of titanium adherends prepared for adhesive bonding // Proc. 25th Nat. SAMPE Symp., 1980, pp. 13–24.
[11] Assefpour-Dezfuly M., Vlachos C., Andrews E. H. Oxide morphology and adhesive bonding on titanium surfaces // J. Mater. Sci., 1984, vol. 19, pp. 3626–3639.

[12] Suminov I. V., Epelfeld A. V., Lyubov V. B., Crete B. L., Borisov A. M. *Mikrodugovoe oksidirovanie: teoriya, tekhnologiya, oborudovanie* [Micro-oxidation: Theory, Technology, Equipment]. Moscow, Ekomet, 2005, 368 p. (In Russian)
[13] Gordienko P. S., Gnedenkov S. V. *Mikrodugovoe oksidirovanie titana i ego splavov* [Micro-oxidation of titanium and its alloys]. Vladivostok, Dal'nauka, 1997, 185 p. (In Russian)
[14] Kolomeychenko A. V. *Tekhnologii povysheniya dolgovechnosti detaley mashin vosstanovleniem i uprochneniem rabochikh poverkhnostey kombinirovannymi metodami s primeneniem mikrodugovogo oksidirovaniya* [Technologies for increasing the durability of machine parts by restoring and hardening working surfaces with combined methods using microfrave oxidation]. Orel, Orel GAU, 2013, 255 p. (In Russian)
[15] Fedorov V. A., Belozerov V. V., Velikosel'skaya N. D. *Formirovanie uprochnennykh poverkhnostnykh sloev metodom mikrodugovogo oksidirovaniya v razlichnykh elektrolitakh i pri izmenenii tokovykh rezhimov* [Formation of hardened surface layers by micro-oxidation in various electrolytes and when changing current modes] // Physics and chemistry of materials treatment, 1991, no. 1, pp. 87–93. (In Russian)
[16] Fundeanu I., Klee D., Kwakernaak A., Poulis J. A. The effect of substituted poly(p-xylylene) on the quality of bonded joints when used as a primer replacement // Int. J. Adhes. Adhes., 2010, vol. 30, pp. 111–116.
[17] Wang Y., Zhang J., Li K., Hu. J. Surface characterization and biocompatibility of isotropic microstructure prepared by UV laser // Journal of Materials Science & Technology, 2021, vol. 94, pp. 136–146.
[18] Wang Y., Zhang M., Li K., Hu J. Study on the surface properties and biocompatibility of nanosecond laser patterned titanium alloy // Optics and Laser Technology, 2021, vol. 139. doi: 10.1016/j.optlastec.2021.106987.
[19] Molitor P., Young T. Investigations into the use of excimer laser irradiation as a titanium alloy surface treatment in a metal to composite adhesive bond // Int. J. Adhes. Adhes., 2004, vol. 24, pp. 127–134.
[20] Rudenko M. S., Marchenko S. V., Radodina D. V., Girn A. V., Mikheev A. E. *Sposoby povysheniya adgezii kleevogo soedineniya titanovogo splava* [Methods for increasing adhesion of adhesive connection of titanium alloy] // Reshetnev readings: materials of the XXV International conference, Krasnoyarsk, 2021, Part 1, pp. 52–54. (In Russian)
[21] Baburaj E. G., Starikov D., Evans J., Shafeev G. A., Bensaoula A. Enhancement of adhesive joint strength by laser surface modification // Int. J. Adhes. Adhes., 2007, vol. 27, pp. 268–276. doi: 10.1039/tf9444000546.
[22] Cassie A. B. D., Baxter S. Wettability of porous surfaces // Faraday Society, 1944, vol. 40, pp. 546–551.
[23] Patil D., Aravindan S., Wasson M. K., Vivekanandan P., Rao P. V. Fast Fabrication of Superhydrophobic Titanium Alloy as Antibacterial Surface Using Nanosecond Laser Texturing // Journal of Micro and Nano-Manufacturing, 2017, no. 6. doi: 10.1115/1.4038093.
[24] Wang Y., Zhang J., Li K., Hu J. Surface characterization and biocompatibility of isotropic microstructure prepared by UV laser // Journal of Materials Science & Technology, 2021, no. 94, pp. 136–146.

Сведения об авторах

Гирн Алексей Васильевич – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры летательных аппаратов Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Окончил Сибирскую аэрокосмическую академию имени академика М. Ф. Решетнёва в 1998 году. Область научных интересов: нанесение защитных покрытий различного назначения, композиционные материалы.

Михеев Анатолий Егорович – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой летательных аппаратов Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Окончил завод-втуз – филиал Красноярского политехнического института в 1973 году. Область научных интересов: нанесение защитных покрытий различного назначения, повышение твердости металлических поверхностей.

Раводина Дарья Владимировна – инженер кафедры летательных аппаратов Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Окончила Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва в 2011 году. Область научных интересов: нанесение защитных покрытий различного назначения.

Руденко Михаил Сергеевич – ассистент кафедры летательных аппаратов Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Окончил Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва в 2020 году. Область научных интересов: проведение испытаний механических устройств космических аппаратов.
ORCID: 0000-0002-1074-2548

Тайгин Виталий Борисович – начальник сектора отдела разработки антенных систем и сборки полезных нагрузок космических аппаратов АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва».

УДК 661.715.1+544.541
DOI 10.26732/j.st.2022.2.04

ОПТИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА И РАДИАЦИОННАЯ СТОЙКОСТЬ ПОЛИПРОПИЛЕНА, МОДИФИЦИРОВАННОГО НАНОЧАСТИЦАМИ MgO

М. М. Михайлов, В. А. Горончко✉

Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники, г. Томск, Российская Федерация

Полимерные композиционные материалы широко используются в космических аппаратах и станциях в терморегулирующих покрытиях, в качестве герметиков, уплотнений, теплоизоляции, а также во многих других конструкциях и изделиях. Основной характеристикой таких материалов является стабильность свойств и рабочих характеристик к действию факторов космического пространства, среди которых основными повреждающими являются различные виды излучений. Поэтому актуальными являются исследования влияния потоков электронов, протонов, квантов солнечного спектра на изменение оптических, электрических, механических и других свойств полимерных композиционных материалов. В данной работе представлены результаты исследования оптических свойств и радиационной стойкости нанокомпозитов на основе полипропилена, модифицированного твердотельным способом наночастицами MgO в диапазоне концентраций 1–5 масс.%. Регистрацию спектров диффузного отражения осуществляли в вакууме $2 \cdot 10^{-6}$ торр до и после облучения электронами (in situ, E = 30 кэВ, Ф = $2 \cdot 10^{16}$ см$^{-2}$). Выполнен анализ природы полос поглощения, зарегистрированных в спектрах диффузного отражения, которые обусловлены образованием свободных радикалов: – C_3H_5 –, – C_3H_6 –, – C_4H_6 –, – C_4H_7 –, – C_4H_8–, – C_4H_{12} –, – C_5H_7 –, – C_5H_{10} –. Установлено оптимальное значение концентрации наночастиц, равное 2 масс.%, при которой площадь интегральной полосы поглощения при 360 нм после облучения уменьшилась в 3,35 раза, ее интенсивность в максимуме – в 3,88 раза по сравнению с немодифицированным полипропиленом.

Ключевые слова: полипропилен, оптические свойства, модифицирование, оксидные соединения, наночастицы, радиационная стойкость.

Введение

Полимерные нанокомпозиты являются перспективными материалами для использования в условиях космического пространства благодаря небольшому весу, дешевизне и легкости в обработке. Введение добавок в полимеры приводит к изменению рабочих характеристик: электропроводности, механических свойств, стойкости к ионизирующим излучениям, высоким и низким температурам. В космической технике нанокомпозиты могут найти применение в качестве конструкционных и изоляционных материалов, герметиков, клеев, лент, теплоизоляции, терморегулирующих покрытий, уплотнений, упрочняющих материалов. Они также могут быть использованы в ядерной энергетике, в ускорительной и рентгеновской технике, в нефтегазовой промышленности (улучшение механических свойств изоляции кабелей нефтепогружных насосов), в медицине, в том числе радиационной, и других отраслях промышленности [1; 2].

Под действием излучения в полимерных материалах образуются радиационные дефекты, появляются полосы поглощения, уменьшается коэффициент отражения, увеличивается интегральный коэффициента поглощения солнечного излучения (a_s), изменяются механические и другие свойства. Основное требование, определяющее сроки эксплуатации композитных материалов в условиях действия излучений – способность долговременно сохранять исходные характеристики.

Наночастицы за счет большого отношения площади поверхности к объему обладают высокой способностью выступать в качестве стока радиационных дефектов, образованных действием излучений. Также при воздействии излучения

✉ w_goronchko@mail.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2022

в полимере происходит разрыв химических связей. Наночастицы могут встраиваться в эти разрывы, препятствуя деструкции полимера, образуя органокерамические комплексы, вследствие чего дефектообразование будет снижено. Наночастицы могут выступать в качестве защитного слоя, который обладает большей радиационной стойкостью относительно полимера и во время облучения способен поглощать часть падающего излучения, что также приводит к меньшему дефектообразованию в полимере [3; 4].

Целью настоящей работы является изучение влияния модифицирования наночастицами MgO различной концентрации на спектры отражения в ультрафиолетовой, видимой и ближней инфракрасной (ИК) областях спектра полипропилена и их изменение после облучения электронами.

1. Используемое оборудование и методика эксперимента

В работе использовали гранулы полипропилена (ПП) марки PPH030GP диаметром 2–4 мм. Модификатором служил нанопорошок MgO с размером наночастиц 60 нм и удельной поверхностью 26 м^2/г. Получение образцов необходимой формы осуществлялось методами термопрессования и экструзии при температуре 165 °С. Благодаря хорошей перерабатываемости материала изделие радиационной защиты из данного материала может быть изготовлено практически любой формы.

Изготовление нанокомпозитного материала осуществляли на лабораторной установке, пластографе Брабендера [5]. Полимер в виде гранул засыпали на приводимые в движение подогреваемые шнеки. С изменением крутящего момента шнеков температура достигала температуры плавления (165°С). После расплавления в полимер вводили необходимое количество нанопорошка из расчета массы добавленных гранул ПП. Равномерное распределение наполнителя осуществлялось при перемешивании расплава и происходило до момента образования однородной массы. Готовый образец запекали при температуре 165°С под давлением в прессе. В результате были получены образцы нанокомпозитов на основе ПП в виде прямоугольных блоков 0,2×3×5 см^3 с концентрацией наночастиц MgO: 0, 1, 2, 3 и 5 масс.%. Диапазон концентраций наночастиц от 1 до 5 масс.% является оптимальным, о чем свидетельствуют результаты наших предыдущих исследований, выполненных на полипропилене [6], а также исследований радиационной стойкости, модифицированных наночастицами других органических [7] и неорганических соединений [8].

Исследование спектров диффузного отражения (ρ_λ) и их изменение после облучения ($\Delta\rho_\lambda$) осуществляли в установке – имитаторе условий космического пространства «Спектр» [9]. Установка снабжена источниками электронов, протонов, ионов водорода, квантов солнечного спектра в диапазоне 0,2–3,0 мкм. Наличие интегрирующей сферы внутри вакуумной камеры обеспечивает возможность регистрировать спектры диффузного или зеркального отражения, спектры пропускания и поглощения до и после определенного периода облучения на месте облучения (in situ), что позволяет избежать взаимодействия образованных в ПП дефектов с газами. Образцы закрепляли в алюминиевые подложки диаметром 28 мм, которые выступали в качестве отражающего слоя.

Облучение проводили электронами с энергией E = 30 кэВ, потоком $\varphi = 5\cdot10^{12}$ см$^{-2}$с$^{-1}$, флюенсом $\Phi = 2\cdot10^{16}$ см$^{-2}$ в вакууме $2\cdot10^{-6}$ торр при T = 300 К. Пробег электронов такой энергии не превышает 10 мкм, что значительно меньше толщины образцов, составляющей 2 мм. Поэтому изменения в спектрах ρ_λ после облучения определяются изменениями в образцах ПП из-за появления радиационных дефектов и соответствующих им полос поглощения. Разностные спектры $\Delta\rho_\lambda$ можно рассматривать как спектры поглощения, наведенного облучением.

Регистрацию спектров ρ_λ осуществляли до облучения и после набранного флюенса электронов на месте облучения (in situ) без выноса образцов в атмосферу в диапазоне 0,2–2,2 мкм. Погрешность определения коэффициента отражения составляла 0,2÷0,3 % абс. в области 0,3÷1 мкм и 2 % в области 1÷2,1 мкм. Анализ проводили по площади полос поглощения, коэффициенту $\Delta\rho_\lambda$ в максимуме полос и изменению интегрального коэффициента солнечного поглощения Δa_s.

2. Результаты и их обсуждение

В спектрах диффузного отражения ρ_λ (рис. 1) регистрируются полосы поглощения при 1199, 1395 и 1720 нм. Наиболее интенсивной является полоса при 1720 нм. Зарегистрированные полосы поглощения в исследуемых образцах определяются обертонными колебаниями молекулярных групп CH, CH_2 и CH_3 и хемосорбированными OH группами. Данные полосы являются характерными для полиэтилена, полипропилена, акрилового пластика и других видов пластиков [10]. Наличие плеч в полосах может объясняться разветвлениями в цепи полимера [11]. Введение наночастиц в ПП приводит к уменьшению отражательной способности и смещению края поглощения в более длинноволновую область.

Разностные спектры отражения $\Delta\rho_\lambda$ образцов, полученные вычитанием спектров модифицированных образцов из спектра не модифицированного образца, показывают (рис. 2) влияние

модифицирования на отражательную способность полипропилена.

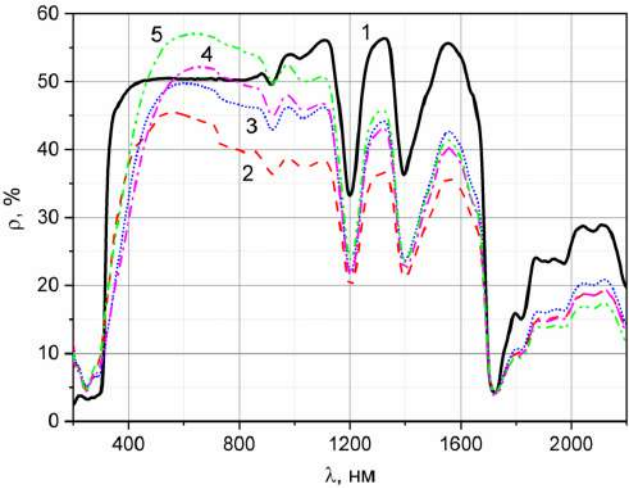


Рис. 1. Спектры диффузного отражения образцов ПП исходного (1) и модифицированных наночастицами MgO, масс.%: 1 (2), 2 (3), 3 (4), 5 (5)

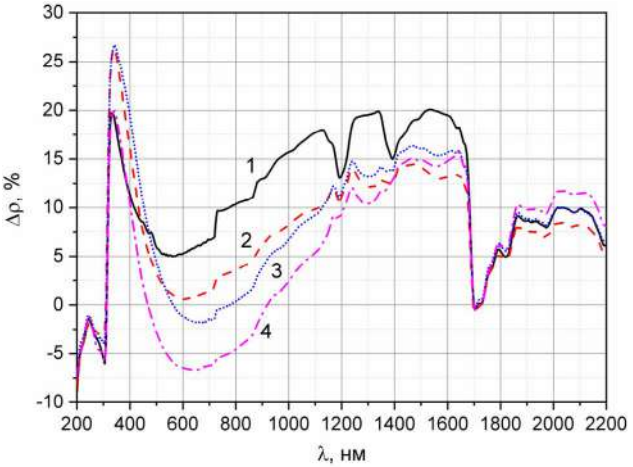


Рис. 2. Разностные спектры диффузного отражения модифицированных образцов ПП с концентрацией наночастиц MgO, масс.%: 1 (1), 2 (2), 3 (3), 5 (4)

Из спектров $\Delta\rho_\lambda$ после модифицирования следует, что при концентрациии наночастиц от 1 до 2 масс.% регистрируется уменьшение коэффициента отражения в диапазоне 300–2200 нм. При этом регистрируется хорошо разрешаемая полоса поглощения при 380 нм.

Изменения коэффициента отражения могут быть обусловлены изменением поглощения и рассеяния. При больших значениях концентрации (C = 3–5 масс.%) в диапазоне 460–920 нм определенное влияние может оказывать рассеяние, поскольку коэффициент отражения при этом превосходит значения для не модифицированного ПП.

После облучения электронами построены разностные спектры $\Delta\rho_\lambda$ (рис. 3), которые получены вычитанием спектров облученных образцов из спектров до облучения.

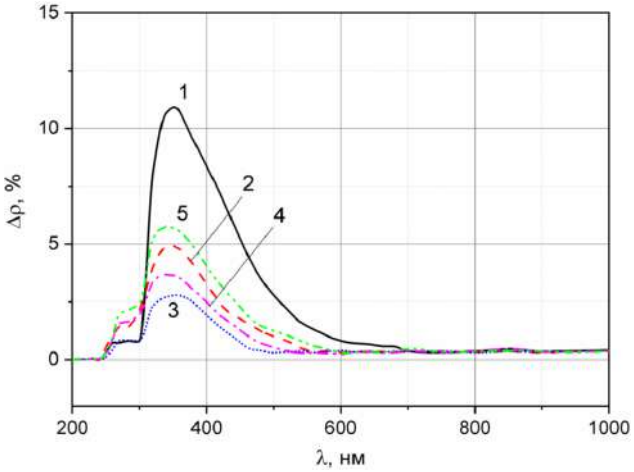


Рис. 3. Разностные спектры диффузного отражения после облучения для образцов ПП исходного (1) и модифицированных с концентрацией наночастиц MgO, масс.%: 1(2), 2(3), 3(4), 5(5)

После облучения в разностных спектрах регистрируется полоса поглощения сложной формы в диапазоне 250–700 нм с максимумом при 360 нм. Она может быть обусловлена поглощением свободными радикалами – C_3H_5 –, – C_3H_6 – в полипропилене при разрыве основной цепи. В меньшем количестве могут образовываться более сложные радикалы: – C_4H_6 –, – C_4H_7 –, – C_4H_8–, – C_4H_{12} –, – C_5H_7 –, – C_5H_{10} –. Эти радикалы могут разлагаться на меньшие радикалы и продукты, такие как этилен, пропилен, бутан, этан, пропан и другие [12–14].

Определение влияния концентрации наночастиц на радиационную стойкость модифицированных образцов ПП, рассчитанного по площади этой полосы и значению $\Delta\rho_\lambda$ в максимуме при 360 нм, приведено в табл. 1 и рис. 4.

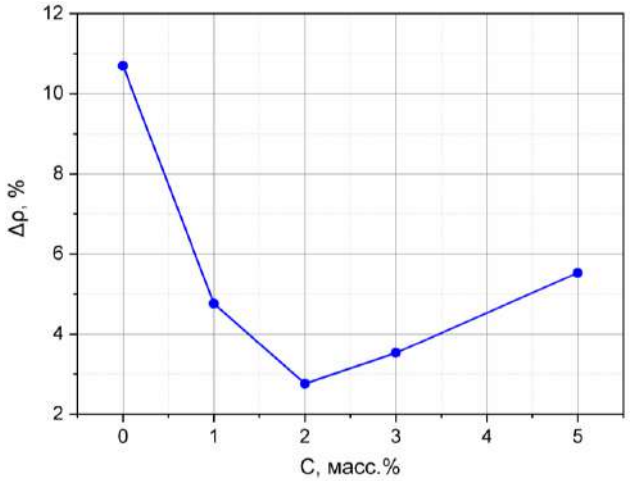


Рис. 4. Зависимость $\Delta\rho_\lambda$ в максимуме полосы при 360 нм от концентрации наночастиц в ПП

При флюенсе электронов $2\cdot10^{16}$ см$^{-2}$ оптимальной для увеличения радиационной стойкости является концентрация 2 масс.% наночастиц MgO Отношение значения $\Delta\rho_\lambda$ немодифицированного образца к $\Delta\rho_\lambda$ образца ПП+2 масс.% MgO соста-

вило 3,88. Площадь полосы поглощения при такой концентрации уменьшается в 3,35 раза по сравнению с не модифицированным образцом. При большей концентрации наночастиц в ПП возрастает деградация стойкости к воздействию излучения.

Наиболее важной характеристикой материалов космической техники является интегральный коэффициент поглощения солнечного излучения a_s и его изменение после облучения Δa_s (табл. 2). Этот коэффициент определяется нормированием спектра ρ_λ на спектр излучения Солнца согласно стандарту [15; 16] по формуле:

$$a_s = 1 - \rho_s = 1 - \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \rho_\lambda S_\lambda d\lambda}{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} S_\lambda d\lambda}, \qquad (1)$$

где ρ_s – интегральный коэффициент отражения; ρ_λ – спектр отражения; S_λ – спектр излучения Солнца; λ_1, λ_2 – спектральный диапазон излучения Солнца.

Интегральный коэффициент отражения ρ_s рассчитывали суммированием значений ρ во всем спектральном диапазоне:

$$\rho_s = \frac{\sum_{i=1}^{n} \rho(\lambda_i) S(\lambda_i) \Delta(\lambda_i)}{\sum_{i=1}^{n} S(\lambda_i) \Delta(\lambda_i)}, \qquad (2)$$

где $n = 24$.

Из зависимости Δa_s от концентрации наночастиц (рис. 5) следует, что оптимальной концентрацией для улучшения стойкости к действию излучения является 2 масс.% MgO. Значение Δa_s образца ПП+2 масс.% MgO в 5,4 раза меньше по сравнению с немодифицированным образцом. При введении в ПП большей концентрации наночастиц наблюдается деградация стойкости к воздействию излучения.

Таблица 1

Значения площадей интегральной полосы поглощения и изменения коэффициента диффузного отражения на длине волны 360 нм чистого ПП и модифицированного наночастицами MgO после облучения электронами

C_{MgO}, %	0	1	2	3	5
S, отн. ед.	1780	860	532	697	1040
$\Delta\rho_{360}$, %	10,7	4,76	2,76	3,53	5,53

Таблица 2

Значения интегрального коэффициента поглощения солнечного излучения чистого ПП, модифицированного наночастицами MgO, и его изменений после облучения электронами

C_{MgO}, %	0	1	2	3	5
a_s	0,6	0,6	0,593	0,589	0,54
Δa_s	0,019	0,013	0,0035	0,007	0,012

Заключение

Выполнено твердотельное модифицирование полипропилена наночастицами MgO в диапазоне концентраций 1–5 масс.%. Установлено уменьшение отражательной способности после модифицирования во всем спектре 0,2–2,2 мкм, за исключением областей 560–770 нм (для C = 3 масс.%) и 460–920 нм (для C = 5 масс.%). Зарегистрированные полосы поглощения в ближней ИК области спектров немодифицированного ПП и модифицированного наночастицами MgO определяются обертонными колебаниями молекулярных групп CH, CH_2 и CH_3 и хемосорбированными OH группами.

В разностных спектрах отражения после облучения электронами проявляется полоса поглощения сложной формы с максимумом при 360 нм, обусловленная образованием свободных радикалов в ПП при разрыве основной цепи. Установлено оптимальное значение концентрации наночастиц, равное 2 масс.%. При такой концентрации площадь интегральной полосы после облучения уменьшается в 3,35 раза, значение $\Delta\rho_\lambda$ в максимуме полосы при 360 нм – в 3,88 раза, изменение коэффициента поглощения Δa_s – в 5,4 раза по сравнению с немодифицированным ПП.

Благодарности

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, Программы стратегического академического лидерства «Приоритет 2030» (проект «Науки о космосе и инжиниринг»).

Список литературы

[1] Лисаневич М. С., Галимзянова Р. Ю., Мукменева Н. А., Хакимуллин Ю. Н., Рахматуллина Э. Р., Хуснутдинова Э. В., Сиразетдинов Д. С., Гарипов И. И. Исследование радиационной стойкости блоксополимера пропилена и этилена и возможности ее повышения // Вестник Технологического университета. 2018. Т. 21. № 10. С. 100–103.
[2] Suljovrujic E., Stojanovic Z., Dudic D., Milicevic D. Radiation, thermo-oxidative and storage induced changes in microstructure, crystallinity and dielectric properties of (un)oriented isotactic polypropylene // Polymer Degradation and Stability. 2021. vol. 188. doi: 10.1016/j.polymdegradstab.2021.109564.
[3] Милинчук В. К., Тупиков В. И. Радиационная стойкость органических материалов. М. : Энергоатомиздат, 1986. 271 с.
[4] Mohammadi H., Morovati V., Korayem A.-E., Poshtan E., Dargazany R. Constitutive modeling of elastomers during photo- and thermo-oxidative aging // Polymer Degradation and Stability. 2021. vol. 191. doi: 10.1016/j.polymdegradstab.2021.109663.
[5] Михайлов М. М., Горончко В. А. Радиационно стойкий полипропилен. Пат. № 2767524 Российская Федерация, 2021. Бюл. № 8.
[6] Mikhailov M. M., Lebedev S. M., Sokolovskiy A. N., Goronchko V. A. Investigation of radiation stability of optical properties of polypropylene modified with ZrO_2 nanoparticles // Polymer Composites. 2019. vol. 40. issue 8. pp. 3050–3055. doi: 10.1002/pc.25148.
[7] Nalwa H. S. Nanostructured Materials and Nanotechnology. USA, 2002.
[8] Mikhailov M. M., Neshchimenko V. V., Yuryev S. A., Grigorevsky A. V., Lovitskiy A. A., Vashchenkov I. S. On the Radiation Stability of $BaSO_4$ Pigment Modified with SiO_2 Nanoparticles and Applied for Spacecraft Thermal Control Coatings // Defect and Diffusion Forum. 2018. vol. 386. pp. 277–282. doi: 10.4028/www.scientific.net/ddf.386.277.
[9] Kositsyn L. G., Duoretskii M. I., Kuznetsov N. Ya., Mikhailov M. M. Apparatus for study of diffuse-reflection and luminescence spectra of solids in vacuum // Instruments and experimental techniques. 1985. vol. 28. issue 4. pp. 929–932.
[10] Pakhomova S., Zhdanov I., van Bavel B. Polymer Type Identification of Marine Plastic Litter Using a Miniature Near-Infrared Spectrometer (MicroNIR) // Applied Sciences. 2020. no. 10 (23). doi: 10.3390/app10238707.
[11] Mizushima M., Kawamura T., Takahashi K., Nitta K. In situ near-infrared spectroscopic studies of the structural changes of polyethylene during melting // Polym J. 2012. vol. 44. pp. 162–166. doi: 10.1038/pj.2011.100.
[12] Huang J. B., Zeng G. S., Li X. S., Cheng X. C., Tong H. Theoretical studies on bond dissociation enthalpies for model compounds of typical plastic polymers // IOP Conference Series: Earth and Environmental Science. 2018. vol. 167. doi: 10.1088/1755-1315/167/1/012029.
[13] Tyapkova O., Czerny M., Buettner A. Characterisation of flavour compounds formed by γ-irradiation of polypropylene // Polymer Degradation and Stability. 2009. vol. 94. issue 5. pp. 757–769. doi: 10.1016/j.polymdegradstab.2009.02.006.
[14] Mikhailov M. M. Recording of carbon clusters and $(–CH_2–)n$ radicals in a vacuum at the site of irradiation (in situ) of polyethylene // Polymer Degradation and Stability. 2021. vol. 191. doi: 10.1016/j.polymdegradstab.2021.109682.
[15] ASTM E490-00a. Standard Solar Constant and Zero Air Mass Solar Spectral Irradiance Tables. USA : ASTM International, 2019.
[16] ASTM E903–96. Standard Test Method for Solar Absorptance, Reflectance, and Transmittance of Materials Using Integrating Spheres. USA : ASTM International, 2012.

OPTICAL PROPERTIES AND RADIATION STABILITY OF POLYPROPYLENE MODIFIED WITH MgO NANOPARTICLES

M. M. Mikhailov, V. A. Goronchko
Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics, Tomsk, Russian Federation

Polymer composite materials are widely used in spacecraft and stations in thermal control coatings, as sealants, seals, thermal insulation, as well as in many other structures and products.

The main characteristic of such materials is the stability of properties and performance characteristics to the action of space factors, among which various types of radiation are the main damaging ones. Therefore, it is relevant to study the influence of electron, proton, solar spectrum quanta on the change in optical, electrical, mechanical, and other properties of polymer composite materials. This paper presents the results of a investigation of the optical properties and radiation stability of nanocomposites based on polypropylene modified by the solid state method with MgO nanoparticles in the concentration range of 1–5 mass.%. Diffuse reflectance spectra were recorded in a vacuum of $2 \cdot 10^{-6}$ Torr before and after electron irradiation (in situ, E = 30 keV, H = $2 \cdot 10^{16}$ cm^{-2}). The analysis of the nature of the absorption bands recorded in the diffuse reflection spectra, which are due to the formation of free radicals: – C_3H_5 –, – C_3H_6 –, – C_4H_6 –, – C_4H_7 –, – C_4H_8–, – C_4H_{12} –, – C_5H_7 –, – C_5H_{10} –, was performed. The optimal value of the concentration of nanoparticles was established, equal to 2 mass.%, at which the area of the integral absorption band at 360 nm after irradiation decreased by 3,35 times, its intensity at the maximum by 3,88 times compared with unmodified polypropylene.

Keywords: polypropylene, optical properties, modification, oxide compounds, nanoparticles, radiation stability.

References

[1] Lisanevich M. S., Galimzyanova R. Yu., Mukmeneva N. A., Khakimullin Yu. N., Rakhmatullina E. R., Khusnutdinova E. V., Sirazetdinov D. S., Garipov I. I. *Issledovanie radiacionnoj stojkosti bloksopolimera propilena i etilena i vozmozhnosti ee povysheniya* [Investigation of the radiation resistance of the block copolymer of propylene and ethylene and the possibility of its improvement] // Bulletin of the Technological University, 2018, vol. 21, no. 10, pp. 100–103. (In Russian)

[2] Suljovrujic E., Stojanovic Z., Dudic D., Milicevic D. Radiation, thermo-oxidative and storage induced changes in microstructure, crystallinity and dielectric properties of (un)oriented isotactic polypropylene // Polymer Degradation and Stability, 2021, vol. 188. doi: 10.1016/j.polymdegradstab.2021.109564.

[3] Milinchuk V. K., Tupikov V. I. *Radiacionnaya stojkost' organicheskih materialov* [Radiation resistance of organic materials]. Moscow, Energoatomizdat, 1986, 271 p. (In Russian)

[4] Mohammadi H., Morovati V., Korayem A.-E., Poshtan E., Dargazany R. Constitutive modeling of elastomers during photo- and thermo-oxidative aging // Polymer Degradation and Stability, 2021, vol. 191. doi: 10.1016/j.polymdegradstab.2021.109663.

[5] Mikhailov M. M., Goronchko V. A. *Radiacionno stojkij polipropilen* [Radiation-resistant polypropylene]. Patent RU 2767524, 2021, bulletin no. 8.

[6] Mikhailov M. M., Lebedev S. M., Sokolovskiy A. N., Goronchko V. A. Investigation of radiation stability of optical properties of polypropylene modified with ZrO_2 nanoparticles // Polymer Composites, 2019, vol. 40, issue 8, pp. 3050–3055. doi: 10.1002/pc.25148.

[7] Nalwa H. S. Nanostructured Materials and Nanotechnology. USA, 2002.

[8] Mikhailov M. M., Neshchimenko V. V., Yuryev S. A., Grigorevsky A. V., Lovitskiy A. A., Vashchenkov I. S. On the Radiation Stability of $BaSO_4$ Pigment Modified with SiO_2 Nanoparticles and Applied for Spacecraft Thermal Control Coatings // Defect and Diffusion Forum, 2018, vol. 386, pp. 277–282. doi: 10.4028/www.scientific.net/ddf.386.277.

[9] Kositsyn L. G., Duoretskii M. I., Kuznetsov N. Ya., Mikhailov M. M. Apparatus for study of diffuse-reflection and luminescence spectra of solids in vacuum // Instruments and experimental techniques, 1985, vol. 28, issue 4, pp. 929–932.

[10] Pakhomova S., Zhdanov I., van Bavel B. Polymer Type Identification of Marine Plastic Litter Using a Miniature Near-Infrared Spectrometer (MicroNIR) // Applied Sciences, 2020, no. 10 (23). doi: 10.3390/app10238707.

[11] Mizushima M., Kawamura T., Takahashi K., Nitta K. In situ near-infrared spectroscopic studies of the structural changes of polyethylene during melting // Polym J., 2012, vol. 44, pp. 162–166. doi: 10.1038/pj.2011.100.

[12] Huang J. B., Zeng G. S., Li X. S., Cheng X. C., Tong H. Theoretical studies on bond dissociation enthalpies for model compounds of typical plastic polymers // IOP Conference Series: Earth and Environmental Science, 2018, vol. 167. doi: 10.1088/1755-1315/167/1/012029.

[13] Tyapkova O., Czerny M., Buettner A. Characterisation of flavour compounds formed by γ-irradiation of polypropylene // Polymer Degradation and Stability, 2009, vol. 94, issue 5, pp. 757–769. doi: 10.1016/j.polymdegradstab.2009.02.006.

[14] Mikhailov M. M. Recording of carbon clusters and (–CH_2–)n radicals in a vacuum at the site of irradiation (in situ) of polyethylene // Polymer Degradation and Stability, 2021, vol. 191. doi: 10.1016/j.polymdegradstab.2021.109682.

[15] ASTM E490-00a. Standard Solar Constant and Zero Air Mass Solar Spectral Irradiance Tables. USA : ASTM International, 2019.

[16] ASTM E903–96. Standard Test Method for Solar Absorptance, Reflectance, and Transmittance of Materials Using Integrating Spheres. USA : ASTM International, 2012.

Сведения об авторах

Горончко Владимир Александрович – младший научный сотрудник лаборатории радиационного и космического материаловедения ТУСУР, аспирант кафедры ЭП ТУСУР. Окончил магистратуру в Томском государственном университете систем управления и радиоэлектроники с отличием в 2018 году. Область научных интересов: физика и химия поверхности, оптика, радиационная физика твердого тела, космическое материаловедение.

ORCID: 0000-0002-1033-3912

Михайлов Михаил Михайлович – доктор физико-математических наук, профессор, заведующий лабораторией радиационного и космического материаловедения ТУСУР. В 1986 году защитил докторскую диссертацию в Московском институте электронной техники. Область научных интересов: физика и химия поверхности, оптика, радиационная физика твердого тела, космическое материаловедение.

ORCID: 0000-0003-0657-1122

УДК 621.372.822
DOI 10.26732/j.st.2022.2.05

МЕТОДИКА РАСЧЕТА УСИЛИЙ, НЕОБХОДИМЫХ ПРИ ГИБКЕ ТРУБ МАЛОГО СЕЧЕНИЯ ПРЯМОУГОЛЬНОГО ПРОФИЛЯ

В. В. Тимофеев, И. В. Трифанов✉

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

Изогнутые трубы малого сечения прямоугольного профиля (3,6×1,8 – 11×5,5 мм) широко применяются в антенно-фидерных устройствах космических аппаратов. К ним предъявляют требования обеспечения точности размеров в зоне гибки не более ±0,05 мм, для этого необходим выбор методов технологических режимов. Объектом исследования является заготовка трубы малого сечения из меди М4, которую необходимо согнуть для получения угла изгиба 90°. Цель исследования – разработка методов расчета, необходимых для осуществления технологического процесса гибки труб малого сечения, с обоснованием усилий для гибки. В работе проанализированы способы гибки прямоугольных труб. Выбран наиболее рациональный метод – гибка с использованием жесткой оправки. На основе выбранного метода гибки была составлена расчетная модель. Разработаны методика, алгоритм расчета и проведен анализ результатов расчета. В результате теоретических исследований, с помощью расчетов, выявлена степенная взаимосвязь усилия гибки от радиуса изгиба – чем больше радиус изгиба, тем меньше усилий требуется приложить для гибки. Расчет может быть использован для определения размеров гибочной оснастки и усилия гибки трубы малого сечения, позволяет подобрать наиболее оптимальный режим технологического процесса.

Ключевые слова: труба малого сечения, волновод, усилие гибки, пластическая деформация, предел текучести.

Введение

Трубы прямоугольного профиля малого сечения широко применяются в различных видах приборостроения, в сфере беспроводной передачи энергии, а также могут быть использованы для изготовления волноводных линий антенно-фидерных устройств космических аппаратов и для создания систем космической связи.

Актуальность темы подтверждает факт, что она отражается в литературе, посвященной средствам связи и беспроводной передачи энергии [1; 2].

Основные требования, предъявляемые к прямоугольным трубам малого сечения, их характеристики и свойства описаны в пособии [3] и ГОСТе [4].

К прямоугольным трубам предъявляют высокие требования к точности изготовления – порядка ±0,05 мм [5]. Часто применяются изгибы и повороты прямоугольных труб малого сечения 3,6×1,8 – 11×5,5, при изготовлении которых необходим выбор сложных технологических решений при гибке прямоугольных каналов. Объектом исследования является заготовка трубы малого сечения из меди М4, которую необходимо согнуть для получения угла изгиба 90°.

Целью данного исследования является разработка методов расчета, параметров технологического процесса гибки (усилия гибки, напряжения, деформация трубчатой заготовки) прямоугольных труб малого сечения. Расчет проводился для труб разных сечений (3,6×1,8; 5,2×2,6; 7,2×3,4; 11×5,5), с различными радиусами изгиба (r_r = 5–30 мм), указанных в табл. 1 и 2.

Для расчета использовалась программа Microsoft Excel как наиболее доступная, распространенная, легко осваиваемая и применяемая в различных отраслях программа.

1. Выбор метода гибки прямоугольных каналов

Существуют два основных вида изогнутых волноводов:

- с плавным (радиусным) переходом;

✉ vt-ak@yandex.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2022

• с уголковым переходом [6]. Для гибки с радиусным переходом часто используют метод гибки с оправкой или методом насечек [6].

Существуют современные патенты по модернизации данных методов [7; 8]. Метод, описанный в [7], является аналогом других методов гибки с использованием наполнителя. Сущность метода заключается в использовании наполнителя, состоящего из тонких пластин, помещаемого внутрь канала изгибаемого волновода. Для установки пластин выполняют сквозное отверстие, удаляют части боковых стенок и проводят ряд других технологических операций, необходимых для установки наполнителя. После установки пластин заготовку гнут в трубогибочном устройстве. Далее извлекают наполнитель. Недостатками метода являются: дополнительные технологические подготовительные операции по установке и извлечению наполнителя из заготовки.

Метод, описанный в [8], является модификацией метода насечек, описанного в книге [6]. Сущность метода заключается в нанесении параллельных поперечных насечек с внешней и внутренней стороны заготовки для формирования канавок и ребер. В результате нанесения насечек образуются поперечные канавки и ребра 2, продольное ребро 3. Расстояние между ребрами, их ширина и глубина канавок подбираются в зависимости от угла и радиуса гибки. После гибки проводят механическую обработку внешней поверхности заготовки.

Недостаток метода заключается в том, что он применим только для обработки труб прямоугольного сечения размерами от 11×5,5 до 248×124 мм, т. е. для труб сечением меньше 11×5,5 мм данный метод не подходит.

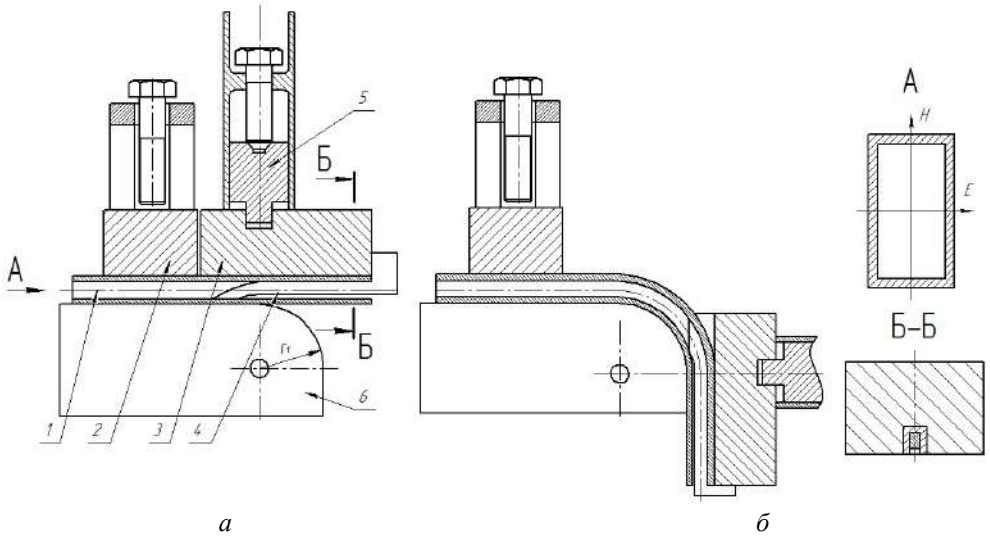
2. Гибка с применением жестких оправок [6]

При гибке трубы канал изменяет свои размеры, поэтому одним из наиболее надежных, точных и технологически целесообразных методов гибки является гибка с применением жестких оправок [6].

Гибка и калибровка при данном методе осуществляется в следующем порядке (рис. 1) [6]: заготовка 1 размещается на гибочном шаблоне 6, скругленном соответственно радиусу гибки, и закрепляется прижимом 2 с помощью болта. Изгиб трубы осуществляется рычагом 5. Жесткая оправка 4 не подвергается изгибу, а перемещается в процессе гибки вместе с подвижным фиксатором 3. Точность внешних размеров обеспечивает подвижный фиксатор 3, который имеет канавку, соответствующую внешним размерам прямоугольной трубы малого сечения. Внутри канала точность обеспечивает жесткая калибрующая оправка 4, формирующая канал при изгибе. Контур оправки должен точно соответствовать изгибной секции трубы малого сечения. Оправка и подвижный прижим рассчитываются по схеме на рис. 2.

Метод гибки с использованием жесткой оправки был положен в основу разработки методики расчета. Рассчитывались: геометрические размеры оправки, применяемой при гибке прямоугольных труб малого сечения в плоскостях *H* и *E*, степень деформации, напряжения, усилия для гибки трубчатой заготовки.

Примеры плавных (радиусных) изгибов труб прямоугольного профиля малого сечения в плоскостях *H* и *E* представлены на рис. 3.



а *б*

Рис. 1. Схема гибки трубы малого сечения с одновременной калибровкой внутреннего сечения: *а* – положение частей приспособления, заготовки и оправки в начальный момент гибки, *б* – положение частей приспособления, заготовки и оправки после гибки; 1 – заготовка, 2 – прижим, 3 – подвижный фиксатор, 4 – калибрующая прямолинейная оправка, 5 – рычаг, 6 – гибочный шаблон

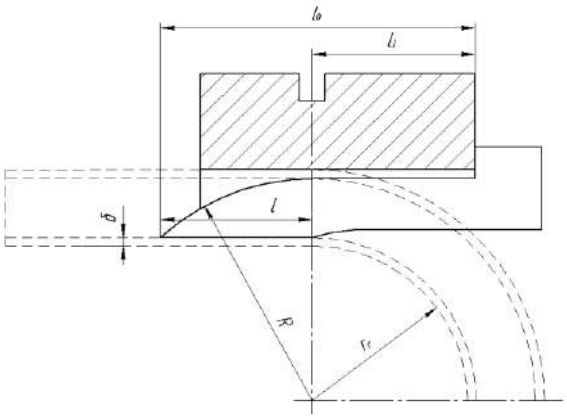
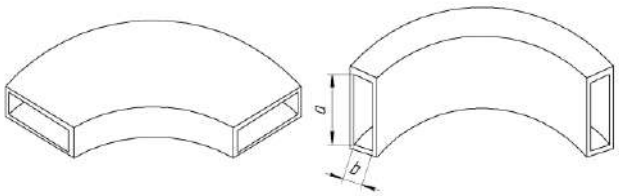


Рис. 2. Схема расчета прижима и калибрующей оправки



а *б*

Рис. 3. Плавные (радиусные) изгибы труб прямоугольного профиля малого сечения: *а* – в плоскости *H*; *б* – в плоскости *E*

При гибке в плоскости *H* и *E* [6]:

– радиус изгиба «активной» части калибрующей оправки по наружной стенке [6] в плоскости *H*:

$$R = r_r + \delta + a; \qquad (1)$$

– радиус изгиба «активной» части калибрующей оправки по наружной стенке [6] в плоскости *E*:

$$R = r_r + \delta + b, \qquad (2)$$

где δ – толщина стенки трубы малого сечения; r_r – радиус гибки (шаблона) по внутренней стенке трубы малого сечения; *a*, *b* – высота и ширина канала трубы малого сечения.

Чтобы найти длину «активной» части калибрующей оправки при гибке в плоскости *H* используется формула [6]:

$$l = \sqrt{2 \cdot a \cdot (r_r + \delta) + a^2}. \qquad (3)$$

При гибке в плоскости *E* расчет «активной» части калибрующей оправки может быть найден по формуле [6]:

$$l = \sqrt{2 \cdot b \cdot (r_r + \delta) + b^2}, \qquad (4)$$

где *a*, *b* – высота и ширина канала волновода.

Результаты расчета представлены в табл. 1 и 2.

Длина оправки l_0 находится по формуле [6]:

$$l_0 = l + l_1, \quad (5)$$

где $l_1 \geq L$; *L* – длина изгибаемого участка волновода; l_1 – длина «активной» части подвижного прижима.

Жесткая калибрующая оправка позволяет применять данный метод при изготовлении изогнутых прямоугольных труб малого сечения, имеющих сечения от 3,6×1,8 до 11×5,5 мм. В табл. 1 и 2 даны расчетные значения размеров *R* и *l* оправок для гибки на 90°.

Таблица 1

Расчетные параметры оправки при гибке в плоскости *H*

Сечение, мм	Толщина стенки, мм	Радиус гибки, мм									
		10		15		20		25		30	
		R	*l*	*R*	*l*	*R*	*l*	*R*	*l*	*R*	*l*
3,6×1,8	0,9	14,5	9,562	19,5	11,29	24,5	12,78	29,5	14,12	34,5	15,34
5,2×2,6	0,9	16,1	11,85	21,1	13,87	26,1	15,63	31,1	17,22	36,1	18,67
7,2×3,4	0,9	18,1	14,45	23,1	16,76	28,1	18,78	33,1	20,61	38,1	22,29
11×5,5	0,9	21,9	18,99	26,9	21,7	31,9	24,1	36,9	26,28	41,9	28,3

Таблица 2

Расчетные параметры оправки при гибке в плоскости *E*

Сечение, мм	Толщина стенки, мм	Радиус гибки, мм									
		5		10		15		20		30	
		R	*l*	*R*	*l*	*R*	*l*	*R*	*l*	*R*	*l*
3,6×1,8	0,9	7,7	4,948	12,7	6,518	17,7	7,777	22,7	8,859	32,7	10,7
5,2×2,6	0,9	8,5	6,119	13,5	7,965	18,5	9,457	23,5	10,74	33,5	12,94
7,2×3,4	0,9	9,3	7,189	14,3	9,256	19,3	10,94	24,3	12,4	34,3	14,89
11×5,5	0,9	11,4	9,754	16,4	12,25	21,4	14,32	26,4	16,13	36,4	19,24

3. Методика расчета

Вычисления проводились в программе Microsoft Excel как наиболее доступной, распространенной и универсальной расчетной программы. Microsoft Excel использовался в связи с удобством работы с большими массивами данных в форме матриц. Данная задача требует расчета для разных вариантов сечений. В расчете используется линейный алгоритм, который не требует применения логических операторов. Перечисленные факторы являются причиной выбора данной программы. Алгоритм расчета представлен на рис. 4.

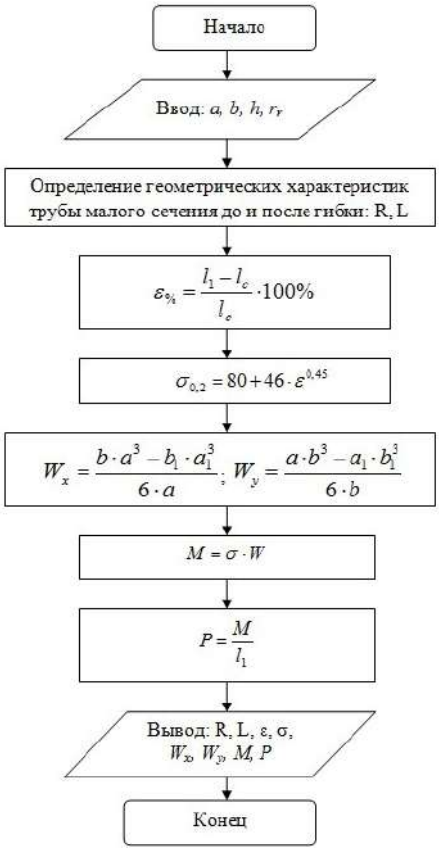


Рис. 4. Алгоритм расчета параметров технологического процесса гибки труб малого сечения

4. Порядок определения усилий, созданных оборудованием

При осуществлении технологического процесса требуется нарушить условия прочности и преодолеть предел текучести. В данном случае – согнуть балку.

Нахождение параметров технологического процесса является обратной задачей определения условий прочности и требует условий, при которых усилие, создающее изгибающий момент, может превзойти предел текучести.

Для определения усилий гибки необходимо знать модель крепежа заготовки (рис. 3 и 4). С ее помощью можно построить: схему нагружения, эпюру поперечных сил Q и эпюру изгибающего момента M (рис. 5) [9].

Изгибаемый участок заготовки можно представить как рычаг (рис. 5), на одном конце которого приложено изгибающее усилие P. Рычагом является длина подвижного коробчатого фиксатора, поэтому длина рычага на каждом изгибаемом участке заготовки остается неизменной. При определении усилий не учитывалась сила трения, т. к. она может сильно варьироваться в зависимости от условий смазки. При хороших условиях смазки сила трения может быть пренебрежительно мала и не оказывать значительного влияния на технологический процесс гибки. Поэтому формула для определения изгибающего усилия имеет вид:

$$P = \frac{M}{l_1}, \qquad (6)$$

где l_1 – длина изгибаемой части заготовки и силового рычага прижима; M – изгибающий момент.

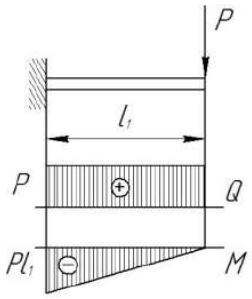


Рис. 5. Схема нагружения

При осуществлении технологического процесса гибки происходит пластическая деформация. Под воздействием изгибающего усилия превышается предел текучести материала и происходит нарушение условий прочности [9]:

$$\sigma_{\max} = \frac{|M_{\max}|}{W} \le [\sigma]. \qquad (7)$$

Из (7) получается (8) для нахождения изгибающего момента. Поскольку усилие P является неизвестной искомой величиной, то изгибающий момент следует находить по формуле:

$$M = \sigma \cdot W. \qquad (8)$$

Результаты расчетов изгибающих моментов M и изгибающих усилий P для различных вариантов сечений и радиусов гибки представлены в табл. 11 и 12.

5. Изменение пределов текучести

В ходе гибки трубы происходит изменение предела текучести меди в зависимости от дефор-

маций. Для учета изменения предела текучести меди марки М4 была использована формула [10]:

$$\sigma_{0,2} = 80 + 46 \cdot \varepsilon^{0,45} \text{ МПа}, \quad (9)$$

где ε – степень деформации. Результаты расчета $\sigma_{0,2}$ представлен в табл. 8 и 9.

Предполагая, что срединный слой останется изначальной длины, его можно считать изначальной длиной заготовки. Внешний слой удлиняется, а внутренний слой сжимается. Предполагая, что изменение удлинения и сокращение материала одинаковы, то изменения геометрических характеристик можно определять по формуле [11]:

$$\varepsilon_{\%} = \frac{l_1 - l_c}{l_c} \cdot 100\ \%, \quad (10)$$

где l_c – начальная длина изгибаемой части заготовки, определяемая по среднему радиусу изделия (табл. 4 и 5), является длиной изгибаемого участка волновода до начала гибки; l_1 – конечная длина дуги, определяемая по внешнему радиусу изделия (табл. 6 и 7), является результатом удлинения внешней стенки заготовки в результате гибки. Результат вычисления деформации ε представлен в табл. 8 и 9.

Длина изгибаемого участка волновода до начала гибки определяется по формуле:

$$l_c = R_c \cdot \pi \cdot \frac{\alpha}{180}, \quad (11)$$

где R_c – средний радиус изделия, α – угол изгиба изделия.

6. Моменты сопротивлений сечений

Моменты сопротивлений сечений для прямоугольного сечения (рис. 6) определяются по формулам [9]:

$$W_x = \frac{b_1 \cdot a_1^3 - b \cdot a^3}{6 \cdot a_1}, \quad (12)$$

$$W_y = \frac{a_1 \cdot b_1^3 - a \cdot b^3}{6 \cdot b_1}. \quad (13)$$

W_x следует учитывать при гибке в плоскости *H* (табл. 3). W_y следует учитывать при гибке в плоскости *E* (табл. 3).

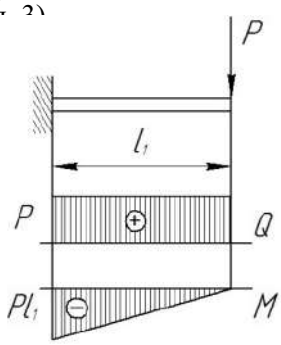


Рис. 6. Схема прямоугольного сечения, используемая для определения моментов сопротивлений сечений W_x и W_y

Таблица 3

Моменты сопротивления сечения W_x, W_y в плоскостях *H* и *E*, мм³

	W_x	W_y
3,6×1,8	14,904	10,692
5,2×2,6	27,22903	19,12473
7,2×3,4	46,6992	31,48985
11×5,5	104,0197	71,90166

Как видно по табл. 8 деформации ε и напряжения в плоскости *H* меняются для сечения 3,6×1,8: ε = 17,53...7,627 % и σ = 246,9…194,8 Н/мм², а для сечения 11×5,5: ε = 28,07…14,95 % и σ = 286,3…235,4 Н/мм². Промежуточные сечения имеют промежуточные значения ε и σ. Аналогично по табл. 9 деформации ε и напряжения в плоскости *E* меняются для сечения 3,6×1,8: ε = 20,93...5,357 % и σ = 260,8…177,9 Н/мм², а для сечения 11×5,5: ε = 29,67…9,786 % и σ = 291,5…208,4 Н/мм². Промежуточные сечения имеют промежуточные значения ε и σ.

Исходя из табл. 8 и 9 можно сделать вывод: с увеличением радиуса гибки уменьшаются деформации ε и напряжения σ.

Таблица 4

Длина дуги по среднему радиусу изгибаемой части заготовки в плоскости *H*, мм

Сечение, мм	Толщина стенки, мм	Радиус гибки, мм									
		10		15		20		25		30	
		R_c	l_c	R_c	l_c	R_c	l_c	R_c	l_c	R_c	l_c
3,6×1,8	0,9	12,7	19,95	17,7	27,8	22,7	35,66	27,7	43,51	32,7	51,37
5,2×2,6	0,9	13,5	21,21	18,5	29,06	23,5	36,91	28,5	44,77	33,5	52,62
7,2×3,4	0,9	14,5	22,78	19,5	30,63	24,5	38,48	29,5	46,34	34,5	54,19
11×5,5	0,9	16,4	25,76	21,4	33,62	26,4	41,47	31,4	49,32	36,4	57,18

Таблица 5

Длина дуги по среднему радиусу изгибаемой части заготовки в плоскости *E*, мм

Сечение, мм	Толщина стенки, мм	Радиус гибки, мм									
		5		10		15		20		30	
		R_c	l_c	R_c	l_c	R_c	l_c	R_c	l_c	R_c	l_c
3,6×1,8	0,9	6,8	10,68	11,8	18,54	16,8	26,39	21,8	34,24	31,8	49,95
5,2×2,6	0,9	7,2	11,31	12,2	19,16	17,2	27,02	22,2	34,87	32,2	50,58
7,2×3,4	0,9	7,6	11,94	12,6	19,79	17,6	27,65	22,6	35,5	32,6	51,21
11×5,5	0,9	8,65	13,59	13,65	21,44	18,65	29,3	23,65	37,15	33,65	52,86

Таблица 6

Длина дуги по внешнему радиусу изгибаемой части заготовки в плоскости *H*, мм

Сечение, мм	Толщина стенки, мм	Радиус гибки, мм									
		10		15		20		25		30	
		$R_{вн}$	l_1	$R_{вн}$	l_1	$R_{вн}$	l_1	$R_{вн}$	l_1	$R_{вн}$	l_1
3,6×1,8	0,9	15,4	24,19	20,4	32,04	25,4	39,9	30,4	47,75	35,4	55,61
5,2×2,6	0,9	17	26,7	22	34,56	27	42,41	32	50,27	37	58,12
7,2×3,4	0,9	19	29,85	24	37,7	29	45,55	34	53,41	39	61,26
11×5,5	0,9	22,8	35,81	27,8	43,67	32,8	51,52	37,8	59,38	42,8	67,23

Таблица 7

Длина дуги по внешнему радиусу изгибаемой части заготовки в плоскости *E*, мм

Сечение, мм	Толщина стенки, мм	Радиус гибки, мм									
		5		10		15		20		30	
		$R_{вн}$	l_1	$R_{вн}$	l_1	$R_{вн}$	l_1	$R_{вн}$	l_1	$R_{вн}$	l_1
3,6×1,8	0,9	8,6	13,51	13,6	21,36	18,6	29,22	23,6	37,07	33,6	52,78
5,2×2,6	0,9	9,4	14,77	14,4	22,62	19,4	30,47	24,4	38,33	34,4	54,04
7,2×3,4	0,9	10,2	16,02	15,2	23,88	20,2	31,73	25,2	39,58	35,2	55,29
11×5,5	0,9	12,3	19,32	17,3	27,17	22,3	35,03	27,3	42,88	37,3	58,59

Таблица 8

Деформации ε (%) и изменения пределов текучести σ (Н/мм^2) в плоскости *H*

Сечение, мм	Толщина стенки, мм	Радиус гибки, мм									
		10		15		20		25		30	
		ε	σ	ε	σ	ε	σ	ε	σ	ε	σ
3,6×1,8	0,9	8,6	13,51	13,6	21,36	18,6	29,22	23,6	37,07	33,6	52,78
5,2×2,6	0,9	9,4	14,77	14,4	22,62	19,4	30,47	24,4	38,33	34,4	54,04
7,2×3,4	0,9	10,2	16,02	15,2	23,88	20,2	31,73	25,2	39,58	35,2	55,29
11×5,5	0,9	12,3	19,32	17,3	27,17	22,3	35,03	27,3	42,88	37,3	58,59

Таблица 9

Деформации ε (%) и изменения пределов текучести σ (Н/мм²) в плоскости *E*

Сечение, мм	Толщина стенки, мм	Радиус гибки, мм									
		5		10		15		20		30	
		ε	σ	ε	σ	ε	σ	ε	σ	ε	σ
3,6×1,8	0,9	20,93	260,8	13,24	227,1	9,677	207,7	7,627	194,8	5,357	177,9
5,2×2,6	0,9	23,4	270,1	15,28	236,9	11,34	217,2	9,016	203,7	6,395	186
7,2×3,4	0,9	25,49	277,5	17,11	245,1	12,87	225,2	10,32	211,5	7,386	193,1
11×5,5	0,9	29,67	291,5	21,1	261,4	16,37	241,8	13,37	227,7	9,786	208,4

Таблица 10

Изгибающий момент *M* (Н·мм) и усилие *P* (Н) в плоскости *H*

Сечение, мм	Толщина стенки, мм	Радиус гибки, мм									
		10		15		20		25		30	
		M	*P*	*M*	*P*	*M*	*P*	*M*	*P*	*M*	*P*
3,6×1,8	0,9	3680	152,1	3384	105,6	3178	79,66	3024	63,33	2903	52,2
5,2×2,6	0,9	7064	264,5	6529	188,9	6146	144,9	5854	116,5	5621	96,72
7,2×3,4	0,9	12660	424,2	11770	312,2	11114	244	10604	198,6	10193	166,4
11×5,5	0,9	29779	831,5	27948	640	26540	515,1	25413	428	24484	364,2

Таблица 11

Изгибающий момент *M* (Н·мм) и усилие *P* (Н) в плоскости *E*

Сечение, мм	Толщина стенки, мм	Радиус гибки, мм									
		5		10		15		20		30	
		M	*P*	*M*	*P*	*M*	*P*	*M*	*P*	*M*	*P*
3,6×1,8	0,9	2788	206,4	2428	113,6	2221	76,03	2082	56,18	1902	36,04
5,2×2,6	0,9	5165	349,8	4530	200,3	4154	136,3	3897	101,7	3558	65,84
7,2×3,4	0,9	8739	545,5	7717	323,2	7093	223,5	6660	168,2	6081	110
11×5,5	0,9	20960	1085	18796	691,7	17388	496,4	16375	381,9	14983	255,7

По табл. 10 можно проанализировать изгибающий момент *M* и усилие *P* в плоскости *H* для сечения 3,6×1,8: *M* = 3680…2903 Н·мм и *P* = 152,1…52,2 Н, а для сечения 11×5,5: *M* = 29779...24484 Н·мм и *P* = 831,5…364,2 Н. В промежуточных сечениях имеют промежуточные результаты вычислений *M* и *P*. Аналогично по табл. 11 видно, что изгибающий момент *M* и усилие *P* в плоскости *E* меняются, для сечения 3,6×1,8: *M* = 2788...1902 Н·мм и *P* = 206,4…36,04 Н, а для сечения 11×5,5: *M* = 20960...14983 Н·мм и *P* = 1085…255,7 Н. Промежуточные сечения имеют промежуточные значения *M* и *P*. Исходя из табл. 10 и 11 можно сделать вывод: с увеличением радиуса гибки уменьшается изгибающий момент *M* и усилие *P*, также эти значения возрастают с увеличением размера сечений.

С помощью табл. 10 и 11 составлены графики (рис. 7 и 8), на которых показана взаимосвязь усилия гибки с радиусом гибки. Проведена аппроксимация степенными линиями трендов с высокой степенью сходимости.

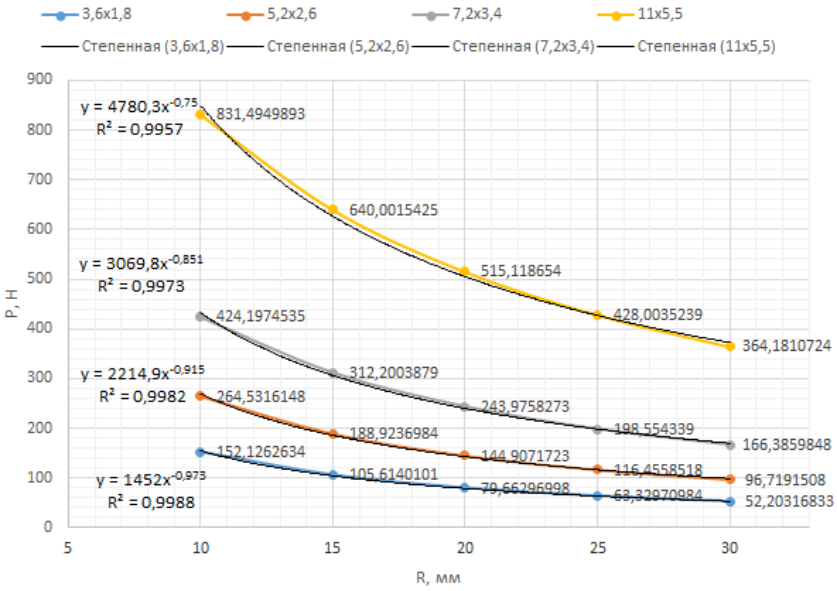


Рис. 7. Зависимость усилия от радиуса гибки в плоскости *H*

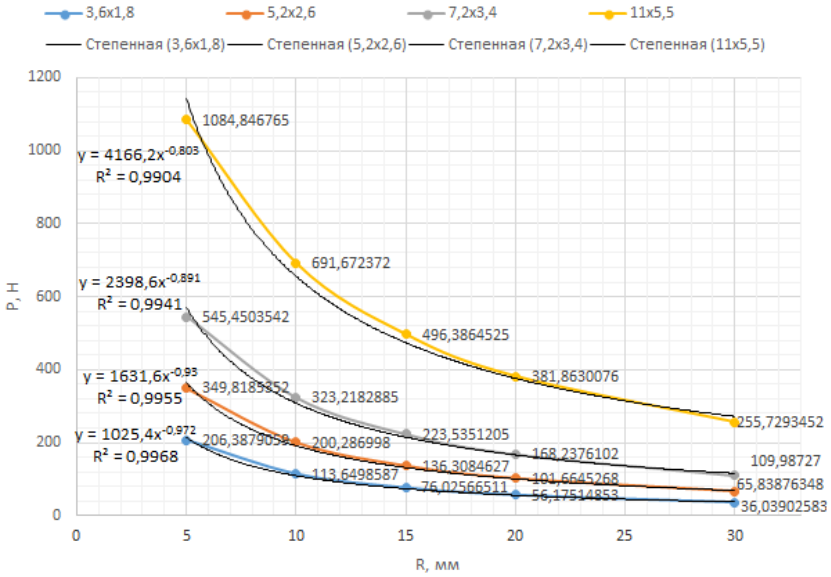


Рис. 8. Зависимость усилия от радиуса гибки в плоскости *E*

Заключение

Проведен анализ способов гибки профилированных труб малого сечения. Обоснован наиболее рациональный метод гибки на основе жестких оправок, с учетом которого разработан метод расчета. Разработаны алгоритм, программа, методика расчета технологических параметров процесса гибки труб малого сечения прямоугольного профиля и проведен анализ результатов расчета. Вычислены усилия гибки на основе расчетов момента, изменения предела текучести, деформаций.

Согласно расчетам и графикам (рис. 7 и 8) усилие имеет степенную зависимость от радиуса гибки: чем больше радиус гибки, тем меньше усилий требуется приложить для гибки, также усилие гибки возрастает в зависимости от размеров сечения. Данный результат можно объяснить принципом рычага – чем длиннее рычаг, тем меньше усилие. Установленную закономерность можно проследить по значениям l_c в табл. 4 и 5, и l_1 в табл. 6 и 7. Второй фактор объясним моментами сопротивлений сечений (табл. 3), которые повлияли на изгибающий момент, также серьезное влияние оказало увеличение соотношений длин дуг (l_c, l_1) по внешним и средним радиусам заготовки (табл. 4–7).

Данный расчет может использоваться в предварительном проектировании для определения размеров гибочной оснастки и усилия, необходимого для осуществления технологического процесса гибки трубы малого сечения, что позволяет подобрать наиболее оптимальный режим технологического процесса: усилие изгиба, деформа-

ции, изменение пределов текучести, позволяющих качественно изготовить изгиб трубы [12].

Медь при деформации пропорционально увеличивает предел прочности согласно графикам [10]. По ним видно, что предел текучести меди не превысит предел прочности, график показан до достижения деформации ε примерно 32 %. В расчете режимов максимум деформации ε достигает 29,67 %.

В условиях, близких к идеальным, при возможности точного задания усилия и обеспечения минимального трения оснастки о заготовку, данный расчет можно использовать в реальных условиях на производстве. С учетом возможного несовершенства оборудования, для уменьшения брака на производстве, имеет смысл провести расчет пределов прочности меди и усилий, при которых произойдет разрушение заготовки.

Список литературы

[1] Imbriale W. A., Gao S., Boccia L. Space Antenna Handbook. United Kingdom : John Wiley & Sons Ltd., 2012. 768 p.
[2] Novel Waveguide Technologies and Its Future System Applications [Электронный ресурс]. URL: https://www.intechopen.com/chapters/57893 (дата обращения: 16.11.2021).
[3] Малков Н. А., Пудовкин А. П. Устройства сверхвысоких частот: учеб. пособие. Тамбов : Изд-во Тамб. гос. техн. ун-та, 2008. 92 с.
[4] ГОСТ 20900–2014. Трубы волноводные медные и латунные прямоугольные. Технические условия. М. : Стандартинформ, 2015. 17 с.
[5] Гринштейн Л. С., Новиков Ю. И. Получение малогабаритных волноводных изгибов повышенной точности для аппаратуры сантиметрового и миллиметрового диапазонов волн // Вопросы радиоэлектроники. 1962. Вып. 9. С. 3–9.
[6] Бушминский И. П. Изготовление элементов конструкций СВЧ. Волноводы и волноводные устройства: учеб. пособие для вузов. М. : Высш. школа, 1974. 304 с.
[7] Агашкин С. В., Ивановский В. И., Ушаков А. Р., Михнев М. М. Способ изготовления тонкостенных волноводов прямоугольного сечения. Пат. № 2663921 Российская Федерация, 2018. Бюл. № 23.
[8] Тушнов П. А., Каримов Я. Ш., Бородина Е. А., Венценосцев Д. Л., Казаков А. В., Голубев А. В., Невокшенов А. В., Токмаков Д. И., Михайлова М. Л., Клепнев А. С., Михейкин Е. В. Способ изготовления волновода прямоугольного сечения. Пат. № 2669267 Российская Федерация, 2018. Бюл. № 28.
[9] Писаренко Г. С., Яковлев А. П., Матвеев В. В. Справочник по сопротивлению материалов. Киев : Наукова думка, 1988. 736 с.
[10] Третьяков А. В., Зюзин В. И. Механические свойства металлов и сплавов при обработке давлением: справочник. М. : Металлургия, 1973. 224 с.
[11] Логинов Ю. Н. Медь и деформируемые медные сплавы: учеб. пособие. Екатеринбург : ГОУ ВПО УГТУ-УПИ, 2006. 136 с.
[12] Трифанов И. В., Трифанов В. И., Евтушенко В. В. Технологическое обеспечение качества при изготовлении линий передач антенно-фидерных устройств: монография. Красноярск : Краснояр. гос. аграр. ун-т., 2006. 242 с.

METHOD FOR CALCULATING THE FORCES REQUIRED WHEN BENDING PIPES OF SMALL CROSS-SECTION WITH A RECTANGULAR PROFILE

V. V. Timofeev, I. V. Trifanov
Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Krasnoyarsk, Russian Federation

Curved pipes of small cross-section rectangular profile (3,6×1,8 – 11×5,5 mm) are widely used in antenna-feeder devices of spacecraft. They are required to ensure dimensional accuracy, in the bending zone no more than ±0,05 mm, for this a choice of methods of technological modes is necessary. The object of the study is a small-section pipe billet made of copper M4, which must be bent to obtain a bending angle of 90°. The purpose of the study is to develop calculation

methods necessary for the implementation of the technological process of bending small-section pipes, with justification of bending efforts. The paper analyzes the methods of bending rectangular pipes. The most rational method was chosen, bending using a rigid mandrel. Based on the selected bending method, a calculation model was compiled. The methodology and calculation algorithm have been developed and the analysis of the calculation results has been carried out. As a result of theoretical studies, with the help of calculations, the degree relationship of the effort of bending from the bending radius was revealed, the bending forces from the bending radius – the larger the bending radius, the less effort is required for bending. The calculation can be used to determine the size of the bending equipment and the bending force of the pipe of small cross-section, allows you to choose the most optimal mode of the technological process.

Keywords: small section pipe, waveguide, bending force, plastic deformation, yield strength.

References

[1] Imbriale W. A., Gao S., Boccia L. Space Antenna Handbook. United Kingdom, John Wiley & Sons Ltd., 2012, 768 p.
[2] Novel Waveguide Technologies and Its Future System Applications. Available at: https://www.intechopen.com/chapters/57893 (accessed 16.11.2021).
[3] Malkov N. A., Pudovkin A. P. *Ustrojstva sverhvysokih chastot* [Ultrahigh frequency devices]. Tambov, Izd-vo Tamb. gos. tehn. un-ta, 2008, 92 p. (In Russian)
[4] *GOST 20900–2014. Truby volnovodnye mednye i latunnye pryamougol'nye. Tekhnicheskie usloviya* [State Standard 20900–2014. Waveguide copper and brass rectangular pipes. Specifications]. Moscow, Standartinform Publ., 2015, 17 p. (In Russian)
[5] Grinshtejn L. S., Novikov Yu. I. *Poluchenie malogabaritnyh volnovodnyh izgibov povyshennoj tochnosti dlya apparatury santimetrovogo i millimetrovogo diapazonov voln* [Obtaining small-sized waveguide bends of increased accuracy for equipment of centimeter and millimitre wave ranges]. Voprosy radioelektroniki, 1962, issue 9, pp. 3–9. (In Russian)
[6] Bushminskiy I. P. *Izgotovlenie elementov konstruktsiy SVCh. Volnovody i volnovodnye ustroystva* [Manufacturing of microwave structural elements.Waveguides and waveguide devices]. Moscow, Vyssh. shkola, 1974, 304 p. (In Russian)
[7] Agashkin S. V., Ivanovskiy V. I., Ushakov A. R., Mikhnev M. M. *Sposob izgotovleniya tonkostennykh volnovodov pryamougol'nogo secheniya* [Method of manufacturing thin-walled rectangular waveguides]. Patent RU 2663921, 2017, bulletin no. 23.
[8] Tushnov P. A., Karimov Ya. Sh., Borodina E. A., Ventsenostsev D. L., Kazakov A. V., Golubev A. V., Nevokshenov A. V., Tokmakov D. I., Mikhailova M. L., Klepnev A. S., Mikheykin E. V. *Sposob izgotovleniya volnovoda pryamougol'nogo secheniya* [Method of manufacturing thin-walled rectangular waveguides]. Patent RU 2669267, 2018, bulletin no. 28.
[9] Pisarenko G. S., Yakovlev A. P., Matveev V. V. *Spravochnik po soprotivleniyu materialov* [Material Strength Handbook]. Kiev, Naukova dumka, 1988, 736 p. (In Russian)
[10] Tret'yakov A. V., Zyuzin V. I. *Mekhanicheskie svoystva metallov i splavov pri obrabotke davleniem*. [Mechanical properties of metals and alloys during pressure treatment]. Moscow, Metallurgiya, 1973, 224 p. (In Russian)
[11] Loginov Yu. N. *Med' i deformiruemye mednye splavy* [Copper and Wrought Copper Alloys]. Ekaterinburg, GOU VPO UGTU-UPI, 2006, 136 p. (In Russian)
[12] Trifanov I. V., Trifanov V. I., Evtushenko V. V. *Tekhnologicheskoe obespechenie kachestva pri izgotovlenii liniy peredach antenno-fidernykh ustroystv* [Technological quality assurance in the manufacture of transmission lines of antenna-feeder devices]. Krasnoyarsk, Krasnoyarsk State Agrarian University, 2006, 242 p. (In Russian)

Сведения об авторах

Тимофеев Владислав Владиславович – аспирант Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Окончил Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва с отличием в 2020 году. Область научных интересов: повышение качества изделий машиностроения.

Трифанов Иван Васильевич – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой технического регулирования и метрологии Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Окончил завод-втуз – филиал КПИ с отличием в 1975 году. Область научных интересов: повышение качества изделий машиностроения.

ORCID: 0000-0002-2419-4802

УДК 531.36
DOI 10.26732/j.st.2022.2.06

ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЕ УСТРОЙСТВО ДЛЯ ОРИЕНТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

И. П. Попов
Курганский государственный университет,
г. Курган, Российская Федерация

Показано, что в основу создания «искусственной» массы, не связанной ни с объемом, ни с плотностью материала, заключенного в искусственно инертном объекте, положено требование удовлетворения второму закону Ньютона. Представляет интерес возможность создания условий для возникновения искусственного момента инерции. Поскольку принцип эквивалентности инертной и гравитационной массы не распространяется на искусственную массу, устройство с искусственной массой может быть несопоставимо легче своего механического аналога с таким же моментом инерции. Это качество делает такое устройство особенно привлекательным для использования в космонавтике в качестве легких маховиков для ориентирования космических аппаратов. Цель исследования состоит в аналитическом синтезировании искусственного момента инерции и установлении определяющих его параметров. Если поместить искусственный электрический маховик в «черный ящик» с выведением вала наружу, то никакими экспериментами невозможно установить, искусственный или «натуральный» маховик находится внутри. Главными преимуществами искусственного или электромагнитного маховика над «натуральным» являются несопоставимо меньший вес и возможность электрического управления его моментом инерции в широких пределах путем изменения магнитного поля (возбуждения) и емкости.

Ключевые слова: искусственная масса, искусственный момент инерции, электрический маховик, электромеханический преобразователь, космический аппарат.

Введение

Момент инерции – это «вращательный аналог» инертной массы, которая, в свою очередь, характеризует способность материального тела ускоряться при оказании на него силового воздействия [1; 2]. Механическая масса тела связана с его объемом и плотностью материала, из которого оно состоит [3]. Механическая (естественная) масса обязательно удовлетворяет второму закону Ньютона.

Последнее обстоятельство положено в основу создания «искусственной» массы, не связанной ни с объемом, ни с плотностью материала, заключенного в искусственно инертном объекте. Речь идет об «электромагнитной» массе [4]. Ее инертность, в том числе, удовлетворение второму закону Ньютона, обусловливается известной инерционностью электромагнитных процессов.

Наиболее распространенными движениями в технике, в том числе, космической, являются вращательные. В этой связи представляет интерес возможность создания условий для возникновения искусственного момента инерции.

Поскольку принцип эквивалентности инертной и гравитационной массы [5; 6] не распространяется на искусственную массу, устройство с искусственной массой может быть несопоставимо легче своего механического аналога с таким же моментом инерции. Это качество делает такое устройство особенно привлекательным для использования в космонавтике, в том числе, в качестве легких маховиков [7–9].

Цель исследования состоит в аналитическом синтезировании искусственного момента инерции и установлении определяющих его параметров.

1. Теория

Одна из известных электромеханических аналогий:

$$m \Leftrightarrow C, \qquad (1)$$

связана с электромагнитным преобразователем. Из этого следует, что устройство с искусственным моментом инерции может включать в себя элек-

✉ ip.popow@yandex.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2022

трический конденсатор и электромеханический преобразователь, например, машину постоянного тока (рис. 1 и 2).

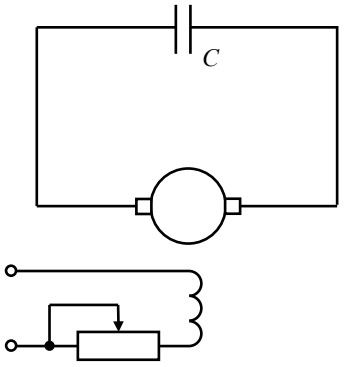


Рис. 1. Принципиальная электрическая схема устройства

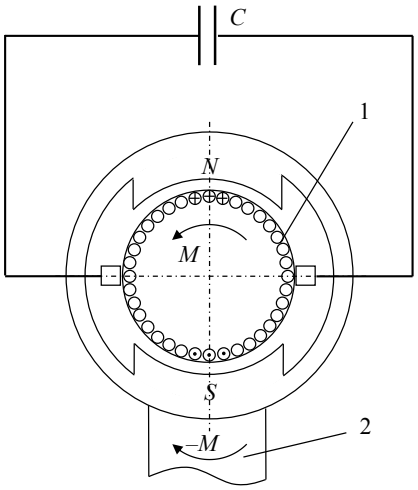


Рис. 2. Макет устройства: 1 – обмотка, 2 – фрагмент управляемого объекта

В генераторном режиме:

$$e_i = -B2lw\frac{D}{2}\frac{d\varphi}{dt},$$

где e_i – индуцируемая ЭДС, B – магнитная индукция в зазоре, l – активная длина проводника якорной обмотки, w – число витков обмотки, D – эффективный диаметр обмотки, φ – угол поворота ротора. Потери, индуктивность обмотки и собственный момент инерции ротора не учитываются.

Напряжение на зажимах якорной обмотки приложено к конденсатору, поэтому:

$$BlwD\frac{d\varphi}{dt} = \frac{1}{C}\int_0^t idt,$$

где i – якорный ток.

Дифференцирование равенства дает:

$$BlwD\frac{d^2\varphi}{dt^2} = \frac{1}{C}i,$$

$$i = BlwDC\frac{d^2\varphi}{dt^2}.$$

В двигательном режиме развивается момент:

$$M = B2lw\frac{D}{2}i = \left(BlwD\right)^2 C\frac{d^2\varphi}{dt^2} = J_C\frac{d^2\varphi}{dt^2}, \qquad (2)$$

где J – искусственный или электромагнитный момент инерции.

2. Результаты

Последняя часть полученного преобразования представляет собой вращательный вариант второго закона Ньютона. Из преобразования следует, что:

$$J_C = \left(BlwD\right)^2 C. \qquad (3)$$

Таким образом, представленное на рис. 1 и 2 устройство обладает искусственным моментом инерции. В связи с этим оно может использоваться в качестве электрического маховика.

В состав (3) масса (инертная/гравитационная) не входит. Поэтому вес устройства с моментом инерции напрямую не связан.

Из (3) вытекает выражение для искусственной (инертной) электрической емкости [10]:

$$C_J = \frac{J}{\left(BlwD\right)^2}.$$

Из преобразования (2) следует:

$$M = J_C\frac{d^2\varphi}{dt^2} = J_C\frac{d\omega}{dt}, \quad dL = Mdt = J_C d\omega,$$

$$L = J_C\omega = \left(BlwD\right)^2 C\omega,$$

где ω – частота вращения, L – момент импульса.

3. Пример

Пусть B = 1 Тл, l = 0,1 м, w = 10. В качестве конденсатора используется ионистор BCAP3000 емкостью 3000 Ф и массой 0,51 кг.

Выражение (3) можно представить в виде:

$$J_C = \left(BlwD\right)^2 C = m_C R^2.$$

Отсюда эквивалентная (реактивная) масса равна:

$$m_C = 4\left(Blw\right)^2 C = 4\cdot\left(1\cdot 0{,}1\cdot 10\right)^2\cdot 3000 = \qquad (4)$$

$$= 12000 \text{ кг}.$$

Эквивалентная масса несопоставима с собственной массой устройства.

Заключение

Существование *аналогий* между физическими величинами разной физической природы, подобных (1), не приводит автоматически к возможности получения соответствующих функциональных зависимостей типа (3) и (4). Для этого,

в первую очередь, необходимы технические средства, обеспечивающие согласование размерностей дуальных величин.

Если поместить искусственный электрический маховик в «черный ящик» с выведением вала наружу, то никакими экспериментами невозможно установить, искусственный или «натуральный» маховик находится внутри.

Главными преимуществами искусственного маховика над «натуральным» являются несопоставимо меньший вес и возможность электрического управления моментом инерции в широких пределах путем изменения магнитного поля (возбуждения) и емкости, что создает хорошую перспективу применения его в системах ориентирования космических аппаратов.

Список литературы

[1] Алешин А. К. Метод определения массы и координат центра масс тела в заданной плоскости // Проблемы машиностроения и надежности машин. 2011. № 2. С. 9–14.

[2] Попов И. П. Уравнение трогания поезда // Известия РАН. Механика твердого тела. 2021. № 2. С. 88–97. doi: 10.31857/S0572329921020148.

[3] Аввакумов В. Д. Система автоматизированного расчета массово-геометрических характеристик объектов // Сборка в машиностроении, приборостроении. 2008. № 11. С. 38–42.

[4] Павлов В. Д. Энергетика излучения электрического заряда и ее следствия // Известия Уфимского научного центра РАН. 2021. № 4. С. 5–8. doi: 10.31040/2222-8349-2021-0-4-5-8.

[5] Океанов Е. Н. Масса тяжелая, масса инертная // Актуальные проблемы современной науки. 2019. № 5 (108). С. 43–44. doi: 10.25633/APSN.2019.05.02.

[6] Гапочка М. Г., Денисова И. П., Королев А. Ф., Кошелев Н. Н., Эйниев Э. Т. Об измерении отношения гравитационной массы электрона к его инертной массе // Вестник Московского университета. Серия 3: Физика. Астрономия. 2019. № 4. С. 28–31.

[7] Бабишин В. Д., Дементьев Д. Ю., Мартынов В. С., Михайлов М. А., Некрасов В. В., Соболев Д. Ю., Соседко К. А. Особенности цифрового управления двигателя-маховика АО «Корпорация «ВНИИЭМ» для высокодинамичных космических аппаратов // Космическая техника и технологии. 2019. № 2 (25). С. 107–114. doi: 10.33950/spacetech-2308-7625-2019-2-107-114.

[8] Акимов И. О. Исследование быстродействия алгоритма управления малогабаритным космическим аппаратом с использованием двигателей-маховиков // Инженерный журнал: наука и инновации. 2019. № 4 (88). С. 8. doi: 10.18698/2308-6033-2019-4-1871.

[9] Бураков М. В., Криволапчук И. Г., Шишлаков В. Ф., Якимовский Д. О. Нечеткое управление двигателем-маховиком космического аппарата // Гироскопия и навигация. 2019. Т. 27. № 3 (106). С. 119–131. doi: 10.17285/0869-7035.0004.

[10] Попов И. П. Математическая модель искусственной электрической емкости для снижения пиковой нагрузки маневрового тепловоза // Прикладная математика и вопросы управления. 2019. № 3. С. 57–64. doi: 10.15593/2499-9873/2019.3.03.

ELECTROMAGNETIC DEVICE FOR SPACECRAFT ORIENTATION

I. P. Popov

Kurgan State University,
Kurgan, Russian Federation

It is shown that the basis for the creation of an «artificial» mass which is not related to either the volume or the density of the material contained in an artificially inert object, is the requirement to satisfy Newton's second law. Of interest is the possibility of creating conditions for the emergence of an artificial moment of inertia. Since the principle of equivalence between inertial and gravitational mass does not apply to artificial mass, a device with artificial mass can be incomparably lighter than its mechanical counterpart with the same moment of inertia. This quality makes such a device particularly attractive for use in astronautics as light flywheels

for orienting spacecraft. The purpose of the study is to analytically synthesize the artificial moment of inertia and establish the parameters that determine it. If an artificial electric flywheel is placed in a «black box» with the shaft outside, then no experiments can determine whether the artificial or «natural» flywheel is inside. The main advantages of an artificial or electromagnetic flywheel over a «natural» one are incomparably lower weight and the possibility of electrically controlling its moment of inertia over a wide range by changing the magnetic field (excitation) and capacitance.

Keywords: artificial mass, artificial moment of inertia, electric flywheel, electromechanical converter, spacecraft.

References

[1] Aleshin A. K. *Metod opredeleniya massy i koordinat tsentra mass tela v zadannoy ploskosti* [Method for determining the mass and coordinates of the center of mass of a body in a given plane] // Problems of mechanical engineering and reliability of machines, 2011, no. 2, pp. 9–14. (In Russian)

[2] Popov I. P. *Uravneniye troganiya poyezda* [Train starting equation] // Proceedings of the Russian Academy of Sciences. Solid mechanics, 2021, no. 2, C. 88–97. doi: 10.31857/S0572329921020148. (In Russian)

[3] Avvakumov V. D. *Sistema avtomatizirovannogo rascheta massovo-geometricheskih harakteristik ob"ektov* [System for automated calculation of mass-geometric characteristics of objects] // Assembly in mechanical engineering, instrument making, 2008, no. 11, pp. 38–42. (In Russian)

[4] Pavlov V. D. *Energetika izlucheniya elektricheskogo zaryada i yeye sledstviya* [Energetics of radiation of an electric charge and its consequences] // Proceedings of the Ufa Scientific Center of the Russian Academy of Sciences, 2021, no. 4, pp. 5–8. doi: 10.31040/2222-8349-2021-0-4-5-8. (In Russian)

[5] Okeanov Ye. N. *Massa tyazhelaya, massa inertnaya* [Heavy mass, inert mass] // Actual problems of modern science, 2019, no. 5 (108), pp. 43–44. doi: 10.25633/APSN.2019.05.02. (In Russian)

[6] Gapochka M. G., Denisova I. P., Korolev A. F., Koshelev N. N., Eyniyev E. T. *Ob izmerenii otnosheniya gravitatsionnoy massy elektrona k yego inertnoy masse* [On measuring the ratio of the gravitational mass of an electron to its inertial mass] // Bulletin of the Moscow University. Series 3: Physics. Astronomy, 2019, no. 4, pp. 28–31. (In Russian)

[7] Babishin V. D., Dement'yev D. Yu., Martynov V. S., Mikhaylov M. A., Nekrasov V. V., Sobolev D. Yu., Sosedko K. A. *Osobennosti tsifrovogo upravleniya dvigatelya-makhovika AO «Korporatsiya «VNIIEM» dlya vysokodinamichnykh kosmicheskikh apparatov* [Features of the digital control of the engine-flywheel of JSC «Corporation «VNIIEM» for highly dynamic spacecraft] // Space technics and technologies, 2019, no. 2 (25), pp. 107–114. doi: 10.33950/spacetech-2308-7625-2019-2-107-114. (In Russian)

[8] Akimov I. O. *Issledovaniye bystrodeystviya algoritma upravleniya malogabaritnym kosmicheskim apparatom s ispol'zovaniyem dvigateley-makhovikov* [Investigation of the speed of the control algorithm for a small-sized spacecraft using flywheel engines] // Engineering Journal: Science and Innovations, 2019, no. 4 (88), p. 8. doi: 10.18698/2308-6033-2019-4-1871. (In Russian)

[9] Burakov M. V., Krivolapchuk I. G., Shishlakov V. F., Yakimovskiy D. O. *Nechetkoye upravleniye dvigatelem-makhovikom kosmicheskogo apparata* [Fuzzy control of the engine-flywheel of the spacecraft] // Gyroscopy and navigation, 2019, vol. 27, no. 3 (106), pp. 119–131. doi: 10.17285/0869-7035.0004. (In Russian)

[10] Popov I. P. *Matematicheskaya model' iskusstvennoy elektricheskoy yemkosti dlya snizheniya pikovoy nagruzki manevrovogo teplovoza* [Mathematical model of an artificial electric capacitance to reduce the peak load of a shunting diesel locomotive] // Applied Mathematics and Control Issues, 2019, no. 3, pp. 57–64. doi: 10.15593/2499-9873/2019.3.03. (In Russian)

Сведения об авторе

Попов Игорь Павлович – кандидат технических наук, старший преподаватель Курганского государственного университета. Окончил Курганский машиностроительный институт в 1983 году. Область научных интересов: космическая техника, теоретическая механика, теоретическая электротехника.

ORCID: 0000-0001-8683-0387

УДК 629.3.052.3
DOI 10.26732/j.st.2022.2.07

МЕТОДЫ ВЗАИМНОЙ ВЫСОКОТОЧНОЙ НАВИГАЦИИ, ОСНОВАННЫЕ НА ИСПОЛЬЗОВАНИИ ОТНОСИТЕЛЬНЫХ РЕЖИМОВ РАБОТЫ УГЛОМЕРНЫХ ПРИЕМНИКОВ СИГНАЛОВ ГЛОБАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ

Д. Д. Дмитриев, В. Н. Тяпкин, Ю. Л. Фатеев,
А. Б. Гладышев✉, Н. С. Кремез
Сибирский федеральный университет,
г. Красноярск, Российская Федерация

В статье приведены результаты экспериментальных исследований методов взаимной высокоточной навигации для беспилотных и специализированных транспортных систем. Предлагаемые методы основаны на применении относительных режимов работы двух и более угломерных приемников сигналов глобальных навигационных спутниковых систем. Для проведения исследований разработан программно-аппаратный комплекс, состоящий из двух угломерных приемников сигналов глобальных навигационных спутниковых систем, опорно-поворотного устройства и компьютерной модели навигационной системы беспилотных и специализированных транспортных систем. Он обеспечивает погрешность позиционирования антенной системы по угловым координатам менее 1 угловой минуты, что позволяет его использовать в качестве эталона при измерении угловых перемещений антенной системы приемника сигналов глобальных навигационных спутниковых систем. Приведены и проанализированы результаты измерений плановых и угловых координат как в автономном, так и в относительном фазовом режимах работы угломерных приемников глобальных навигационных спутниковых систем. Установлено, что среднеквадратическая погрешность измерения относительных координат составила 0,019 м. Дальнейшее увеличение точности измерения относительных координат возможно за счет принятия мер по снижению погрешности многолучевого приема, которая является наиболее значимой некоррелированной погрешностью измерения координат двумя комплектами приемников сигналов глобальных навигационных спутниковых систем. Таким образом, методы взаимной высокоточной навигации с использованием угломерных приемников глобальных навигационных спутниковых систем обладают высокой точностью без использования внешней информации о дифференциальных поправках. Это позволит осуществлять эксплуатацию беспилотных или специальных транспортных систем в труднодоступных и северных районах в условиях отсутствия связи и прочих неблагоприятных факторах.

Ключевые слова: программно-аппаратный комплекс, глобальная навигационная спутниковая система, навигационный приемник, беспилотный транспорт, фазовое измерение, относительная навигация.

Введение

Ведущие корпорации мира проявляют существенный интерес к разработке высокоточного и надежного навигационного оборудования беспилотных и специализированных транспортных систем [1]. Навигация, то есть определение положения объектов в пространстве и времени, является важнейшей задачей, без решения которой сильно затруднена работа множества различных сложных систем, плотно вошедших в нашу жизнь. Например, в научной сфере навигация используется в организации и проведении исследований космоса, околоземного пространства, исследований Земли. Навигационные системы стали неотъемлемой частью систем мониторинга подвижных объектов, в том числе промышленного и городско-

✉ a-glonass@yandex.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2022

го автотранспорта. Высокоточная навигация применяется в геодезии и картографии, при разработке месторождений полезных ископаемых, в строительстве и сельском хозяйстве, а также во многих других областях экономики.

Основой современных бортовых навигационных систем различных классов транспорта, нашедших практически повсеместное применение, как правило, являются приемники сигналов глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС). Но, несмотря на все достоинства ГНСС, они не могут обеспечить требуемую точность измерения координат в автономном режиме по причине достаточно большой величины внешних составляющих погрешности – эфемеридной, тропосферной, ионосферной и т. п. Одним из наиболее активно разрабатываемых методов компенсации этих составляющих погрешности является применение дифференциальных режимов работы ГНСС-приемников.

За рубежом постоянно уделяется большое внимание модернизации существующей системы спутниковой навигации GPS, в том числе и созданию дифференциальных сетей: WAAS (Wide Area Augmentation System) – для территории Северной Америки, SACCSA – для территории Южной Америки, AFI – для территории Африки, EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Services) – для территории Европы, и система MSAS – для территории Японии. Существующие дифференциальные методы GPS Post Processing Kinematic (PPK) и Real Time Kinematic (RTK) обладают рядом преимуществ позиционирования объектов, наиболее существенным из которых является сантиметровая точность позиционирования. Сети, предоставляющие PPK и RTK решения существуют на коммерческой основе, а также бесплатно в отдельных странах в рамках государственных геодезических сетей. Они охватывают значительные площади стран мира с полем высокоточных поправок [2–4].

В России сети дифференциальных станций в настоящее время развернуты не более чем в двух десятках регионов России. Северные и труднодоступные регионы России вообще не покрыты сетью станций дифференциальной коррекции.

Кроме того, известные на сегодняшний день бортовые навигационные системы беспилотных машин не позволяют измерять углы пространственной ориентации при помощи ГНСС-приемников. Причем, если в ряде случаев достаточно определения курса, то в сложных дорожных условиях и на бездорожье (на склонах, в лесу, болотистой местности) требуется непрерывный контроль всех трех углов пространственной ориентации – курса, крена и тангажа. Подобные измерения проводятся, как правило, с использованием инерциальных систем – акселерометров, гироскопов, что резко увеличивает стоимость навигационной системы в целом [5]. А недорогие бесплатформенные инерциальные датчики обладают низкими показателями точности и надежности.

Таким образом, существует актуальная проблема разработки методов высокоточной взаимной навигации и измерения пространственной ориентации беспилотных и специализированных транспортных систем с использованием угломерных ГНСС-приемников за счет применения методов относительных фазовых измерений.

Методы взаимной высокоточной навигации за счет использования режима относительных фазовых измерений в угломерных ГНСС-приемниках основаны на пространственно-временной коррелированности погрешностей радионавигационных параметров сигналов навигационных космических аппаратов (НКА), измеренных в различных точках пространства в близкие моменты времени. В данном случае измерение абсолютных координат объектов осуществляется со стандартной точностью, а между собой они привязываются с гораздо меньшей погрешностью – единиц миллиметров. Это обусловлено эффектом компенсации постоянных и медленно меняющихся во времени и пространстве коррелированных составляющих погрешностей измерения радионавигационных параметров, т. е. псевдозадержки дальномерного кода, псевдодоплеровской частоты и псевдофазы принимаемых сигналов НКА. При вычислении относительных координат составляются разности измеренных псевдодальностей, при этом значительная часть внешних погрешностей измерения компенсируется [6–8].

Основными преимуществами методов взаимной навигации является отсутствие контрольно-корректирующих станций и необходимости в организации каналов связи с сетью Интернет, возможность высокоточного измерения взаимных координат и углов пространственной ориентации. Важнейшим улучшаемым показателем навигационных систем является, прежде всего, точность измерения координат и углов пространственной ориентации. Кроме собственно измерения относительных координат и углов пространственной ориентации использование методов относительных фазовых измерений позволяет формировать эталонные траектории движения без использования электронных карт, что особенно актуально при организации транспортных путей на территориях со сложным рельефом, при добыче полезных ископаемых, обработке земельных участков в ходе сельскохозяйственных работ.

Невзирая на большое количество публикаций на тему относительной навигации, в том числе и с использованием фазовых методов, подавляющее число экспериментальных данных было получено в результате компьютерной постобработки «сырых» данных от двух разнесенных комплектов ГНСС-приемников.

1. Назначение и состав программно-аппаратного комплекса для исследования методов взаимной высокоточной навигации

Большинство используемых в настоящее время исследовательских комплексов направлены в основном на исследование характеристик ГНСС-приемников [9; 10] – точностных, временных, помехоустойчивости и др. В рамках этой работы был разработан программно-аппаратный комплекс (ПАК) для проведения экспериментальных исследований методов высокоточного измерения координат и углов пространственной ориентации на основе применения относительных фазовых измерений двух угломерных ГНСС-приемников.

В программную часть ПАК входит компьютерная модель навигационной системы беспилотных и специализированных транспортных систем. Она предназначена для имитации работы бортовой системы навигации и выполняет следующие основные функции:

а) имитация работы бортовой навигационной системы;

б) проведение сравнительной оценки разработанных методов;

в) проведение экспериментальных исследований разработанных методов.

Возможности модели:

а) обработка сигналов НКА, принятых при помощи угломерных ГНСС-приемников;

б) измерение координат антенного поста одного ГНСС-приемника относительно антенного поста другого ГНСС-приемника;

в) расчет показателей качества результатов измерений.

Компьютерная модель содержит компоненты, моделирующие физические процессы и технические принципы функционирования аппаратных составных частей системы:

а) модель навигационного поля, обеспечивающую численное моделирование (расчет) зоны одновременного уверенного приема сигналов от заданного количества НКА;

б) модель информационного кадра для расчета относительных координат в соответствии с разработанным на этапе проектирования форматом данных;

в) модель среды распространения навигационного сигнала, отражающую основные воздействия на него:

• затухание навигационного сигнала при распространении в свободном пространстве;

• переотражение навигационного сигнала от объектов, имеющих размеры, превосходящие длину волны;

• задержка навигационного сигнала при распространении в тропосфере;

• моделирование эффекта Доплера.

г) модель навигационного приемника, реализующую алгоритмы первичной (поиск и захват навигационного сигнала, а также слежение за ним) и вторичной обработки навигационного сигнала (решение навигационной задачи, определение углов пространственной ориентации объекта);

д) модель погрешности измерения, которая моделирует погрешности, связанные с задержкой навигационного сигнала в тропосфере, аппаратные погрешности приемника, а также учитывает геометрию расположения НКА, то есть осуществляет расчет геометрического фактора.

Основой аппаратной части ПАК являются два угломерных ГНСС-приемника и опорно-поворотное устройство (ОПУ), обеспечивающее проведение экспериментальных исследований с заданной точностью. Наличие двух угломерных ГНСС-приемников позволяет осуществлять прием реальных навигационных сигналов, определять местоположение и пространственную ориентацию антенных постов.

ОПУ позволяет осуществлять вращение антенной системы ГНСС-приемника по трем осям – азимут, крен и тангаж. В его состав входит контроллер, имеющий возможность как местного управления ОПУ, так и дистанционного при помощи персонального компьютера по протоколу Ethernet. Внешний вид представлен на рис. 1, а технические характеристики – в табл. 1.

а

б

Рис. 1. ОПУ SPE.TS01 с установленными антеннами угломерного ГНСС-приемника (*а*) и контроллер (*б*)

Таблица 1

Основные технические характеристики ОПУ

№	Характеристика	Значение
1	Диапазон вращения по азимуту, град.	0–360
2	Диапазон вращения по тангажу (углу места), град.	± 45
3	Диапазон вращения по крену, град.	± 45
4	Шаг поворота по осям вращения, град.	0,01
5	Точность установки по осям вращения, угловая минута	1
6	Скорость поворота по осям вращения, град./с	1; 3; 6; 12
7	Габаритные размеры (длина×ширина×высота), мм	515×390×185
8	Масса ОПУ, кг	40

2. Исследование точности автономного измерения координат и углов пространственной ориентации

При проведении экспериментальных исследований в автономном режиме измерения координат антенные системы ГНСС-приемников № 1 и № 2 были установлены на открытой площадке с углами закрытия не более 10°, обеспечивающими прием навигационного сигналов. Результаты измерения координат антенных постов ГНСС-приемников № 1 и № 2 приведены на рис. 2 и 3 соответственно.

Результаты расчета точностных характеристик измерения координат ГНСС-приемниками приведены в табл. 2.

СКО углов пространственной ориентации является среднеквадратической погрешностью определения углов пространственной ориентации и приведено в табл. 3.

С помощью ОПУ было изменено пространственное положение антенного поста второго макета ГНСС-приемника по азимуту, крену и тангажу на 30°. Значения абсолютной погрешности измерения углов пространственной ориентации второго макета ГНСС-приемника представлены в табл. 4.

Таким образом, точность измерения текущих координат и углов пространственной ориентации каждого из антенных постов не хуже обеспечиваемой глобальными навигационными спутниковыми системами ГЛОНАСС / GPS.

Таблица 2

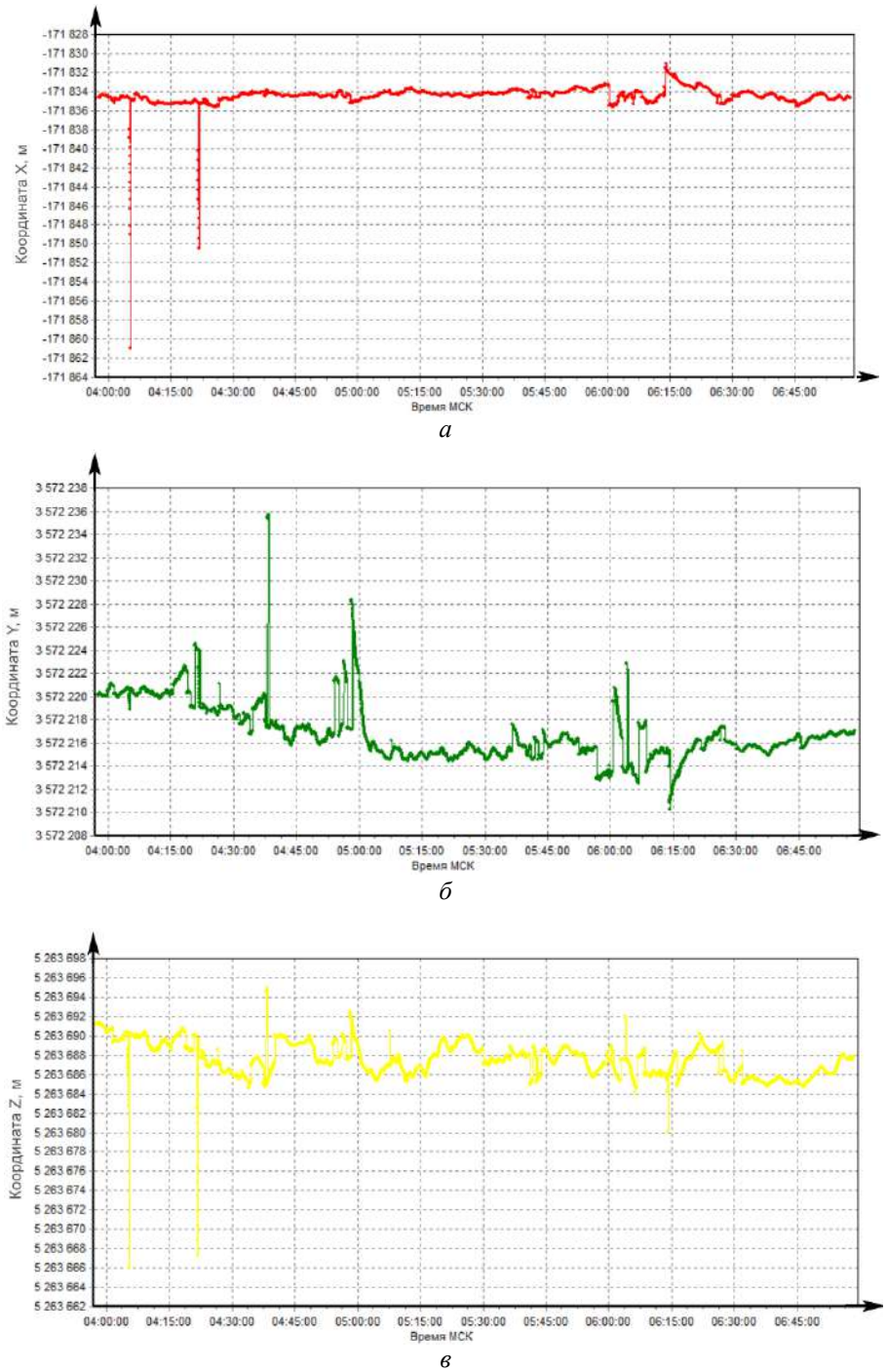
Результаты расчета точностных характеристик измерения координат ГНСС-приемниками

Измеренные характеристики	*X*	*Y*	*Z*
Координаты ГНСС-приемника № 1, м	–171834,484	3572219,254	5263688,533
СКО (σ), м	0,795	2,520	1,755
Координаты ГНСС-приемника № 2, м	–171853,691	3572213,528	5263701,664
СКО (σ), м	0,252	1,241	0,986

Таблица 3

Значения СКО углов пространственной ориентации

Значение	ГНСС-приемник № 1	ГНСС-приемник № 2
σ_α, угловая минута	15,9	13,5
σ_β, угловая минута	19,3	16,9
σ_γ, угловая минута	17,2	18,6



а

б

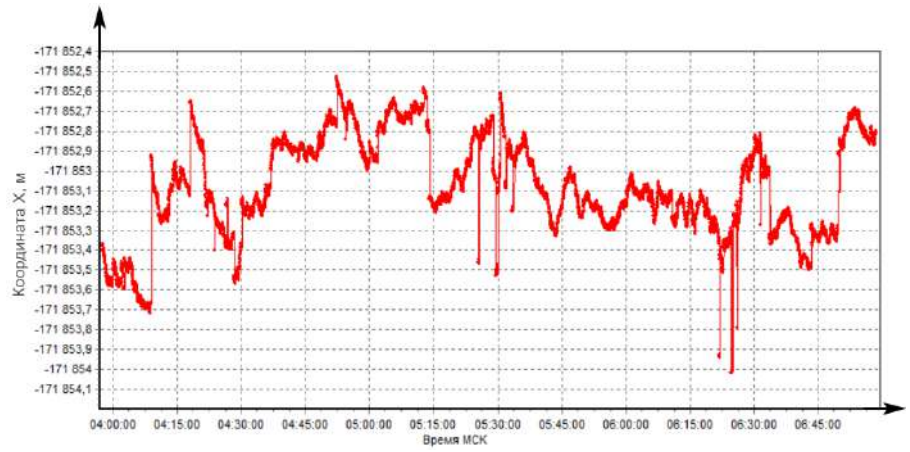
в

Рис. 2. Измерение координат антенного поста ГНСС-приемника № 1:
а – координата *X*; *б* – координата *Y*; *в* – координата *Z*

Таблица 4

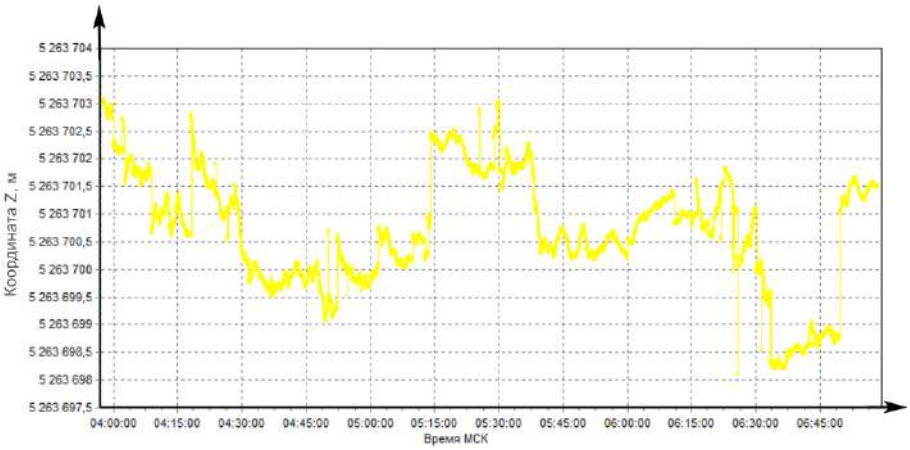
Исследование абсолютной погрешности измерения углов пространственной ориентации

Измеренная величина	Азимут	Крен	Тангаж
Угол поворота антенного поста, град.	30	30	30
Математическое ожидание условно нулевого положения, град.	113,096	0,038	0,733
Математическое ожидание второго положения, град.	143,306	30,268	30,988
Абсолютная ошибка, мин.	12,6	13,8	15,3



а

б



в

Рис. 3. Измерение координат антенного поста ГНСС-приемника № 2:
а – координата *X*; *б* – координата *Y*; *в* – координата *Z*

3. Проверка точности измерения координат и углов пространственной ориентации одного антенного поста относительно другого

Антенные системы ГНСС-приемников № 1 и № 2 были установлены на открытой площадке с углами закрытия не более 10°, обеспечивающими прием навигационных сигналов и расположенных в соответствии с рис. 4.

Измерения производились для трех различных положений антенного поста второго ГНСС-приемника:

- при изменении положения по *X* и *Z* на 1 м;
- при изменении азимута дискретно на 30°;

• при изменении курса и тангажа на 15°.

Погрешность измерения навигационных параметров по результатам измерения в режиме взаимной навигации приведена в табл. 5. Пример результатов измерений представлен на рис. 5.

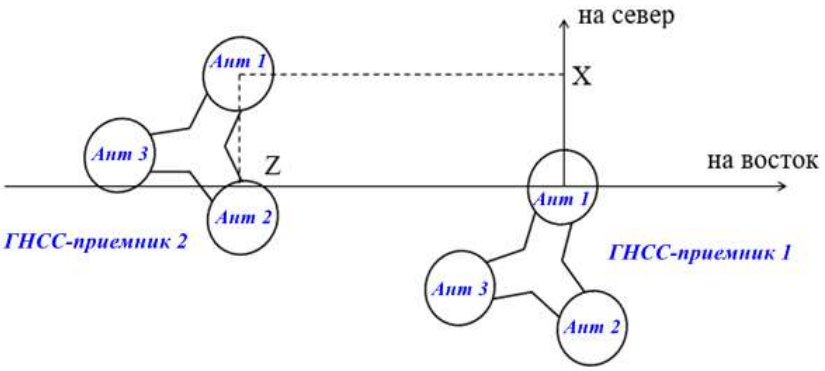


Рис. 4. Расположение антенных постов ГНСС-приемников

Таблица 5

Среднеквадратическая погрешность (СКП) измерения навигационных параметров

Наименование характеристики	Исходное положение антенного поста	Первое положение антенного поста	Второе положение антенного поста
СКП координаты *X*	0,012	0,015	0,013
СКП координаты *Y*	0,017	0,019	0.016
СКП координаты *Z*	0,013	0,014	0,012
СКП угла по крену	13,4	12,6	13,9
СКП угла по тангажу	17,6	16,7	17,5
СКП угла по азимуту	17,2	15,6	14,3

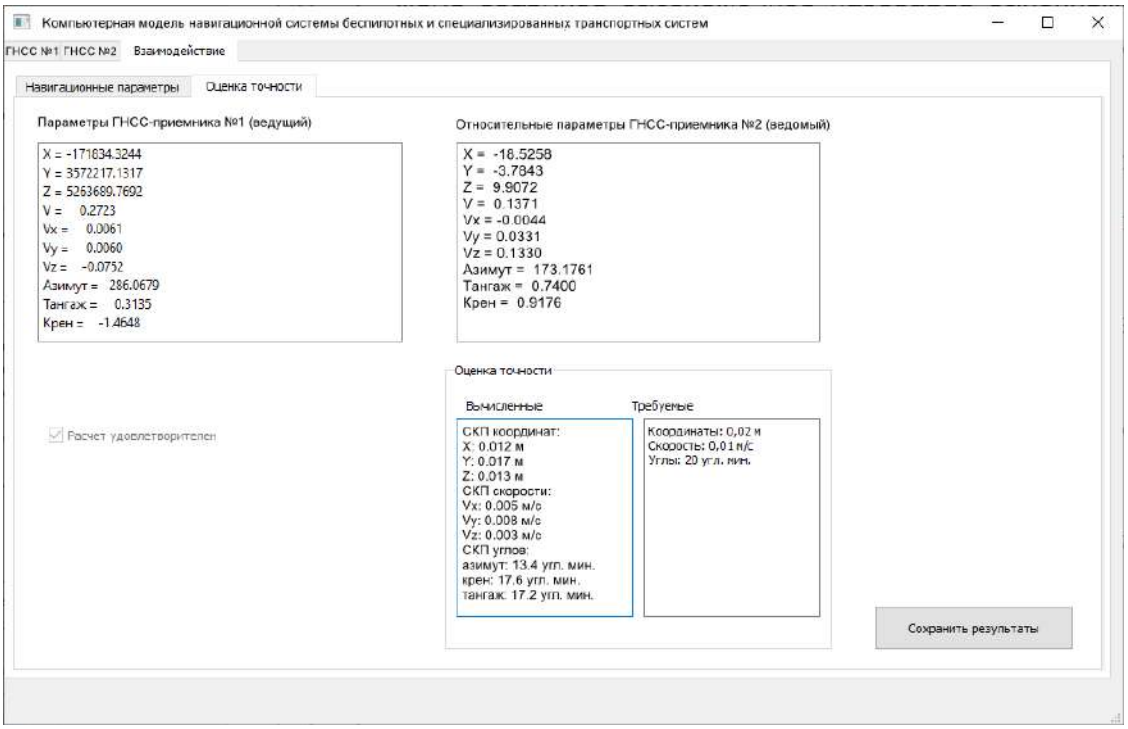


Рис. 5. Результаты измерений в режиме взаимной навигации

Заключение

По результатам проведенных экспериментальных исследований установлено, что среднеквадратическая погрешность измерения относительных координат составила 0,019 м. Дальнейшее увеличение точности измерения относительных координат возможно за счет принятия мер по снижению погрешности многолучевого приема, которая является наиболее значимой некоррелированной погрешностью измерения координат двумя комплектами ГНСС-приемников.

Таким образом, методы взаимной высокоточной навигации с использованием угломерных ГНСС-приемников обладают высокой точностью без использования внешней информации о дифференциальных поправках. Это позволит осуществлять эксплуатацию беспилотных или специальных транспортных систем в труднодоступных и северных районах, в условиях отсутствия связи и прочих неблагоприятных факторах.

Список литературы

[1] Miranda V. R. F., Rezende A. M. C., Rocha T. L., Azpúrua H., Pimenta L. C. A., Freitas G. M. Autonomous Navigation System for a Delivery Drone // Journal of Control, Automation and Electrical Systems. 2022. vol. 33. issue 1. pp. 141–155. doi: 10.1007/s40313-021-00828-4.

[2] Luo X., Schaufler S., Branzanti M., Chen J. Assessing the benefits of Galileo to high-precision GNSS positioning – RTK, PPP and post-processing // ASR. 2021. vol. 68. issue 12. pp. 4916–4931. doi: 10.1016/j.asr.2020.08.022.

[3] Kamaludin A. H., Azman U. F. N. U., Wan Aris W. A., Musa T. A. Global positioning system measurement technique: Assessment on virtual reference station data // Journal of Mines, Metals and Fuels. 2021. vol. 69. issue 8. pp. 347–357.

[4] Pirti A. Evaluating the accuracy of post-processed kinematic (Ppk) positioning technique // Geodesy and Cartography. 2021. vol. 47. issue 2. pp. 66–70. doi: 10.3846/gac.2021.12269.

[5] Geragersian P., Petrunin I., Guo W., Grech R. An INS/GNSS fusion architecture in GNSS denied environments using gated recurrent units // AIAA Science and Technology Forum and Exposition. doi: 10.2514/6.2022-1759.

[6] Тяпкин В. Н., Гарин Е. Н. Методы определения навигационных параметров подвижных средств с использованием спутниковой радионавигационной системы ГЛОНАСС : монография. Красноярск : СФУ, 2012. 259 с.

[7] Dmitriev D. D., Tyapkin V. N., Fateev Yu. L., Gladyshev A. B., Zverev P. Yu. Methods of High-Precision Mutual Navigation of Small Spacecraft // Moscow Workshop on Electronic and Networking Technologies. 2020. doi: 10.1109/MWENT47943.2020.9067505.

[8] Гарин Е. Н., Дмитриев Д. Д., Кокорин В. И., Кремез Н. С. Определение относительных координат объекта с помощью спутниковых средств радионавигации // Радиолокация, навигация и связь: сб. докл. конф. «RLNC-2006» в 3-х т. Т. 3. Воронеж. 2006. С. 1776–1784.

[9] Sokolovskiy A. V., Dmitriev D. D., Gladyshev A. B., Ratushniak V. N. Hardware Diagram of Computing Devices of Navigation Equipment of Consumers SRNS // 11th International IEEE Scientific and Technical Conference on Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines (Dynamics). 2017. doi: 10.1109/Dynamics.2017.8239510.

[10] Dmitriev D. D., Gladishev A. B., Tyapkin V. N., Fateev Yu. L. Hardware-Software Complex for Studying the Characteristics of GNSS Receiver // International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON). 2016. doi: 10.1109/SIBCON.2016.7491665.

METHODS OF MUTUAL HIGH-PRECISION NAVIGATION BASED THE USE OF RELATIVE MODES OF ANGLE-MEASURING RECEIVERS OF GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEMS SIGNALS

D. D. Dmitriev, V. N. Tyapkin, Yu. L. Fateev, A. B. Gladyshev, N. S. Kremez
Siberian Federal University,
Krasnoyarsk, Russian Federation

The article presents the results of experimental studies of mutual high-precision navigation methods for unmanned and specialized transport systems. The proposed methods are based on the application of the relative operating modes of two or more angle-measuring receivers of global navigation satellite systems signals. To conduct research, a software and hardware

complex has been developed, consisting of two angle-measuring receivers of global navigation satellite systems signals, a turntable and a computer model of the navigation system of unmanned and specialized transport systems. It provides the positioning error of the antenna system in angular coordinates less than 1 arc minute, which allows it to be used as a reference when measuring the angular displacements of the receiver of global navigation satellite systems signals antenna system. The results of measurements of planar and angular coordinates both in autonomous and relative phase modes of operation of goniometric receivers global navigation satellite systems signals are presented and analyzed. It has been established that the root-mean-square error of measuring relative coordinates was 0,019 meter. A further increase in the relative position measurement accuracy is possible by taking measures to reduce the multipath reception error, which is the most significant uncorrelated position measurement error by two sets of receivers of global navigation satellite systems signals. Thus, the methods of mutual high-precision navigation using angle-measuring receivers of global navigation satellite systems signals have high accuracy without the use of external information about differential corrections. This will allow the operation of unmanned or special transport systems in hard-to-reach and northern regions, in conditions of lack of communication and other adverse factors.

Keywords: software and hardware complex, global navigation satellite system, navigation receiver, unmanned transport, phase measurement, relative navigation.

References

[1] Miranda V. R. F., Rezende A. M. C., Rocha T. L., Azpúrua H., Pimenta L. C. A., Freitas G. M. Autonomous Navigation System for a Delivery Drone // Journal of Control, Automation and Electrical Systems, 2022, vol. 33, issue 1, pp. 141–155. doi: 10.1007/s40313-021-00828-4.

[2] Luo X., Schaufler S., Branzanti M., Chen J. Assessing the benefits of Galileo to high-precision GNSS positioning – RTK, PPP and post-processing // ASR, 2021, vol. 68, issue 12, pp. 4916–4931. doi: 10.1016/j.asr.2020.08.022.

[3] Kamaludin A. H., Azman U. F. N. U., Wan Aris W. A., Musa T. A. Global positioning system measurement technique: Assessment on virtual reference station data // Journal of Mines, Metals and Fuels, 2021, vol. 69, issue 8, pp. 347–357.

[4] Pirti A. Evaluating the accuracy of post-processed kinematic (Ppk) positioning technique // Geodesy and Cartography, 2021, vol. 47, issue 2, pp. 66–70. doi: 10.3846/gac.2021.12269.

[5] Geragersian P., Petrunin I., Guo W., Grech R. An INS/GNSS fusion architecture in GNSS denied environments using gated recurrent units // AIAA Science and Technology Forum and Exposition. doi: 10.2514/6.2022-1759.

[6] Tyapkin V. N., Garin E. N. *Metody opredeleniya navigacionnyh parametrov podvizhnyh sredstv s ispol'zovaniem sputnikovoj radionavigacionnoj sistemy GLONASS* [Methods for determining the navigation parameters of mobile vehicles using the GLONASS satellite radio navigation system]. Krasnoyarsk, SibFU, 2012, 259 p. (In Russian)

[7] Dmitriev D. D., Tyapkin V. N., Fateev Yu. L., Gladyshev A. B., Zverev P. Yu. Methods of High-Precision Mutual Navigation of Small Spacecraft // Moscow Workshop on Electronic and Networking Technologies, 2020. doi: 10.1109/MWENT47943.2020.9067505.

[8] Garin E. N., Dmitriev D. D., Kokorin V. I., Kremez N. S. *Opredeleniye otnositel'nykh koordinat ob"yekta s pomoshch'yu sputnikovykh sredstv radionavigatsii* [Definition of relative coordinates of object by means of satellite systems of radionavigation]. Radiolocation, navigation and communication : a collection of reports of the conference «RLNC-2006», Voronezh, 2006, vol. 3, pp. 1776–1784. (In Russian)

[9] Sokolovskiy A. V., Dmitriev D. D., Gladyshev A. B., Ratushniak V. N. Hardware Diagram of Computing Devices of Navigation Equipment of Con-sumers SRNS // 11th International IEEE Scientific and Technical Conference on Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines (Dynamics), 2017. doi: 10.1109/Dynamics.2017.8239510.

[10] Dmitriev D. D., Gladishev A. B., Tyapkin V. N., Fateev Yu. L. Hardware-Software Complex for Studying the Characteristics of GNSS Receiver // International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON), 2016. doi: 10.1109/SIBCON.2016.7491665.

Сведения об авторах

Гладышев Андрей Борисович – кандидат технических наук, начальник кафедры Сибирского федерального университета. Окончил Военный университет ПВО (г. Тверь) в 2000 году. Область научных интересов: радиолокация и радионавигация, системы связи, системы радиоэлектронной борьбы.

Дмитриев Дмитрий Дмитриевич – кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры АСУ Сибирского федерального университета. Окончил Красноярское высшее командное училище радиоэлектроники в 1995 году. Область научных интересов: радиолокация и радионавигация.

Кремез Николай Сергеевич – кандидат технических наук, доцент кафедры АСУ Сибирского федерального университета. Окончил Красноярский государственных технический университет в 2004 году. Область научных интересов: радиолокация, радионавигация, комплексы средств автоматизации.

Тяпкин Валерий Николаевич – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры РТВ Сибирского федерального университета. Окончил Красноярское высшее командное училище радиоэлектроники в 1979 году. Область научных интересов: радиолокация и радионавигация.

Фатеев Юрий Леонидович – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры специальных радиотехнических систем Сибирского федерального университета. Окончил Красноярский политехнический институт в 1988 году. Область научных интересов: радиолокация и радионавигация.

УДК 629.78
DOI 10.26732/j.st.2022.2.08

ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ И ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА БАЗЕ УНИФИЦИРОВАННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПЛАТФОРМ

В. М. Кульков[2] ✉, С. О. Фирсюк[1], А. М. Юров[1], С. А. Тузиков[1], Ю. Г. Егоров[2], Юн Сон Ук[1]

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

[2] Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики МАИ, г. Москва, Российская Федерация

Анализируются варианты построения малоразмерных космических аппаратов на базе унифицированных космических платформ, исследуются области рационального применения унифицированных космических платформ в составе малых космических аппаратов для решения широкого спектра задач, включая мониторинг арктических регионов. Приводятся методические подходы обеспечения проектного анализа схемных решений унифицированных космических платформ для малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Исследуется актуальная проблема выбора типоразмера унифицированной космической платформы, оценки эффективности ее использования с учетом необходимой ее модернизации под конкретную полезную нагрузку. Разработаны методика и модели выбора параметров модификации малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли. Применение методики позволяет определить рациональные параметры модификации малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли, оценить влияние особенностей проектно-конструкторских решений и внешних связей на суммарные затраты при реализации проекта создания унифицированных космических платформ. Актуальность исследований связана с необходимостью создания конкурентоспособных вариантов малоразмерных космических аппаратов на базе унифицированной космической платформы, предназначенных для обеспечения мониторинга высокоширотных регионов с использованием системы малых космических аппаратов.

Ключевые слова: малый космический аппарат, унифицированная космическая платформа, модульное построение, конструктивное исполнение, диапазон эффективного применения, дистанционное зондирование Земли, мониторинг высокоширотных регионов.

Введение

Применение малых космических аппаратов (МКА) и космических систем на их основе является в настоящее время одной из ведущих тенденций развития космических технологий [1; 2]. Исследуется актуальная проблема разработки предпочтительных вариантов построения малоразмерных космических аппартов (КА) на базе унифицированной космической платформы (УКП), а также методического обеспечения проектного анализа схемных решений реализации функционирования МКА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и методов применения технологии микроспутниковых платформ для широкого спектра орбитальных операций с целью решения совокупности природохозяйственных задач ДЗЗ в высокоширотных районах Земли.

Рассматриваются вопросы создания МКА ДЗЗ, позволяющие реализовать требования, предъявляемые к космическим аппаратам радиолокационного и оптико-электронного наблюдения с высоким пространственным разрешением.

Условия функционирования современных МКА ДЗЗ с повышенным сроком активного существования (САС) требуют поддержания и регулярной коррекции их орбит, что делает необходимым использование малогабаритных двигательных установок, способных эффективно работать в условиях ограниченного потребления электроэнергии.

✉ vmk_1@mail.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2022

Возникает актуальная проблема выбора параметров УКП с электроракетными двигательными установками (ЭРДУ), оценки эффективности ее использования с учетом необходимой ее модернизации под конкретную полезную нагрузку [3–6]. Анализ полученных решений, возможностей адаптации УКП, формирование номенклатуры УКП и наборов требований к ним позволит существенно уменьшить расходы на проектирование и создание МКА, сократить сроки разработки, а также улучшить их характеристики, что положительно скажется на качестве функционирования космической системы МКА ДЗЗ в целом.

1. Принципы баллистического построения группировки МКА ДЗЗ

Одна из областей применения малых спутников – многоспутниковые системы ДЗЗ, где возможности средств выведения на орбиту могут быть эффективно использованы, например, для одновременного развертывания группировки МКА в орбитальной плоскости. Для перспективных МКА ДЗЗ характерно построение орбитальной группировки при равномерном расположении нескольких КА на солнечно-синхронной орбите (ССО) в одной орбитальной плоскости и равномерным распределением орбитальных плоскостей по долготе восходящего узла Ω.

В качестве орбитальных параметров МКА рассматриваются элементы Кеплера:

$$x = \{a, e, \omega, \Omega, i, u\},$$

где a – большая полуось орбиты; e – эксцентриситет; ω – аргумент перигея; Ω – долгота восходящего узла; i – наклонение орбиты; u – аргумент широты МКА.

Математические модели баллистического построения МКА ДЗЗ сформированы с целью определения драконического периода $T_{др}$, высоты полета h и наклонения i, ширины полосы обзора ΔL единичного аппарата ДЗЗ при заданных величинах требуемой периодичности наблюдения $T_н$ и минимальной географической широты региона на поверхности Земли φ [7].

Для круговой кратной солнечно-синхронной орбиты высота (в километрах) определяется формулой:

$$h = 42241{,}12\left(\frac{N}{n}\right)^{\frac{2}{3}} - R_3 =$$

$$= 42241{,}12\frac{1}{\left(n_{пс} + \frac{m}{N}\right)^{\frac{2}{3}}} - 6378{,}14.$$

Наклонение:

$$\cos i = -73{,}942\left(\frac{N}{n}\right)^{\frac{7}{3}},$$

где $R_з$ – радиус Земли; N – целое число (период кратности), $N = 1, 2, 3, ...$; n – полное число витков КА в периоде кратности N, $n = n_{пс} \cdot N + m$; m – индекс орбиты, $m = 0, 1, 2, ..., N - 1$ для каждого $n_{пс}$ (здесь $n_{пс}$ – число витков в полетных сутках КА (класс орбиты)).

На рис. 1 приведены параметры круговых кратных ССО, рассчитанные по приведенным выше соотношениям.

Для кратных ССО суточный сдвиг трассы составляет:

$$L_{сут} = \frac{m}{n}2\pi R_3 = \frac{m}{n_{пс}N + m}2\pi R_3 =$$

$$= \frac{m/N}{n_{пс} + m/N}2\pi R_3.$$

Для того, чтобы ССО кратности $K = [N; m]$ была орбитой полного покрытия региона с широтой выше φ, необходимо и достаточно, чтобы ширина полосы обзора удовлетворяла условию:

$$\Delta L \geq \frac{L_{сут}\cos\varphi}{m} = \frac{2\pi R_3\cos\varphi}{n} = \frac{2\pi R_3\cos\varphi}{n_{пс}N + m}.$$

На рис. 2 показаны графики зависимости ширины полосы обзора ΔL от индекса орбиты m для различных значений периода кратности N при $n_{пс} = 15$.

На рис. 3 представлен график зависимости N^* от ΔL для $n_{пс} = 15$ при $m = 0, 1, \ldots, 14$.

При выборе орбитального построения надо учитывать ограничение ширины полосы обзора ΔL^* на широте φ^* (севернее φ^*, равной 60-й параллели северной широты). С учетом этого ограничения можно определить минимальную величину N. На рис. 4 показано семейство решений для минимальной величины N с учетом требований ширины полосы обзора.

В рамках проведенных исследований была выбрана рациональная орбитальная конфигурация спутниковой группировки, позволяющая обеспечить при минимальном количестве МКА N^* суточную съемку любой точки арктического региона. В результате формируется зависимость требуемой высоты орбиты h и ширины полосы обзора ΔL^* от параметра N^*, который определяется периодичностью наблюдения $T_н$ и количеством МКА в составе группировки $N_{КА}$: $N^* = T_н \cdot N_{КА}$.

Выведение спутников орбитальной группировки может осуществляться групповым запуском и разведением их в заданные позиции в орбитальной плоскости путем перехода на орбиту фазирования с последующим возвращением на рабочую орбиту.

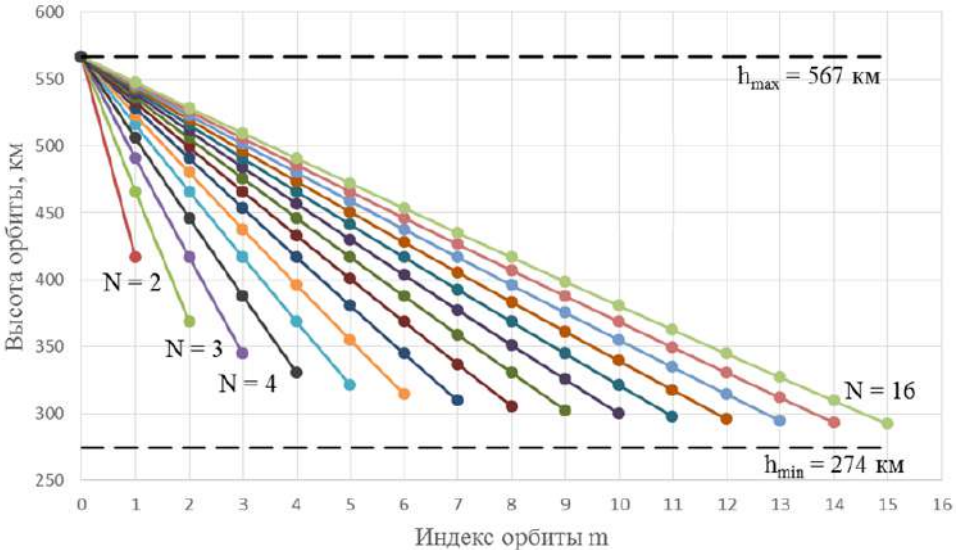


Рис. 1. Кратные ССО ($n_{пс}$ = 15)

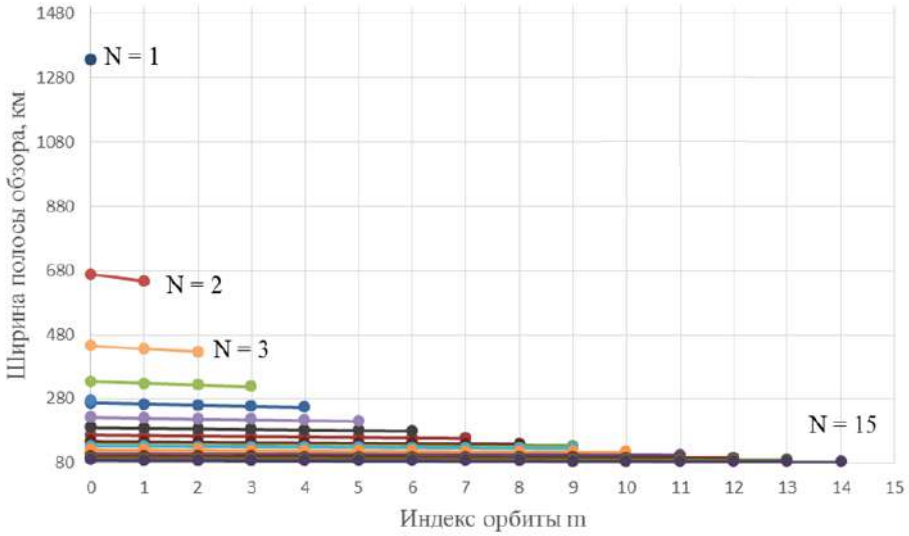


Рис. 2. График зависимости ширины полосы обзора ΔL от индекса орбиты m для различных значений периода кратности N ($n_{пс}$ = 15)

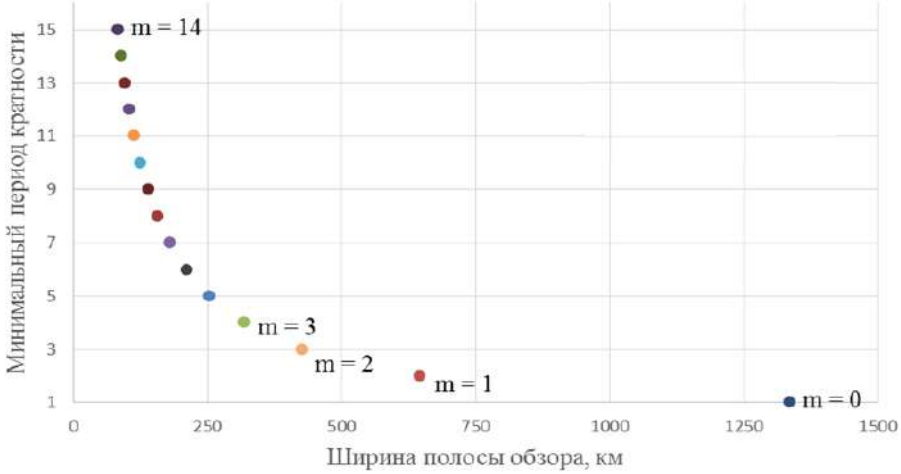


Рис. 3. Минимальный период кратности N^* орбиты сплошного покрытия в зависимости от ширины полосы обзора ΔL ($n_{пс}$ = 15)

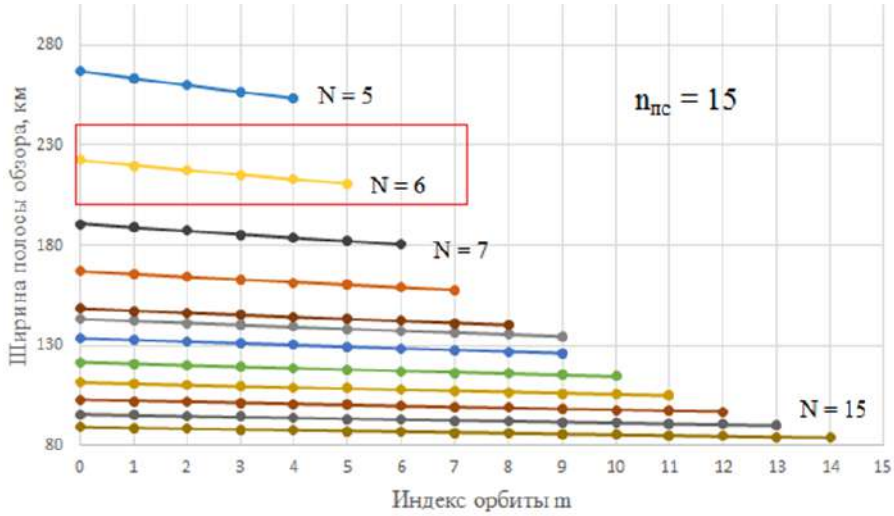


Рис. 4. Семейства решений для минимальной величины *N* с учетом требований ширины полосы обзора

Для схемы группового выведения требуемая характеристическая скорость для перелета с рабочей ССО на орбиту фазирования определяется разностью высот Δh орбиты фазирования и ССО. Для перелета с малой трансверсальной тягой эта характеристическая скорость определяется как разность круговых скоростей на начальной и конечной орбитах:

$$\Delta V_{\text{хар}} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{\text{ССО}}}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_{\text{ССО}} + \Delta h}},$$

где μ = 398600,44 км^3/с^2 – гравитационный параметр Земли, $r_{\text{ССО}}$ – радиус ССО.

Требуемые затраты рабочего тела для перевода МКА с рабочей орбиты на орбиту фазирования определяются соотношением:

$$\Delta m_{рт} = m_{\text{МКА}}\left(1 - e^{-\Delta V_{\text{хар}}/w_{\text{эфф}}}\right),$$

а длительность выведения – соотношением:

$$\Delta T_{\text{в}} = \frac{\Delta m_{рт}}{m_{рт}},$$

где $w_{\text{эфф}}$, $m_{рт}$ – эффективная скорость истечения и массовый расход рабочего тела.

Изменение высоты орбиты при этом составит:

$$\Delta h = \pm \frac{2}{\omega_0} \frac{F_{\text{ДУ}} \cdot \Delta T_{\text{в}}}{M_{\text{КА}}},$$

где $F_{\text{ДУ}}$, $M_{\text{КА}}$ – тяга двигательной установки (ДУ) и масса МКА; ω_0 – угловая скорость орбитального движения МКА.

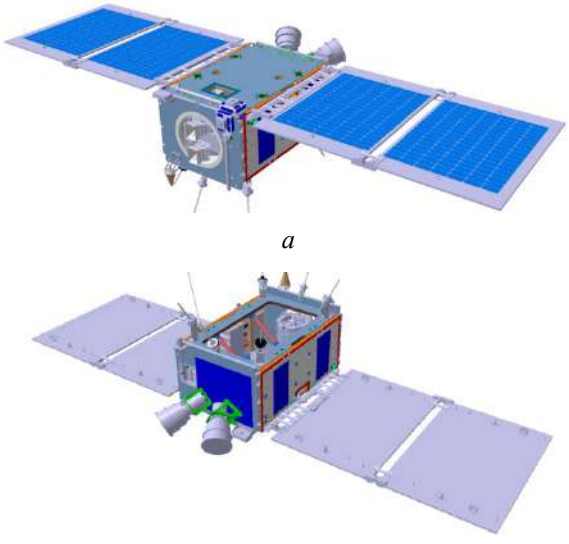
Растущие требования к точности поддержания орбитальных параметров МКА, а также к ресурсу и суммарному импульсу тяги ДУ диктуют необходимость применения на МКА ЭРДУ.

Спутники группируются в единой орбитальной структуре, при этом распределение плоскостей по долготе восходящего узла Ω и спутников в каждой плоскости по аргументу широты *u* равномерное, обеспечивая мониторинг арктического региона с требуемой периодичностью в течение заданного САС с минимальными затратами.

2. Схемные решения и основные технические особенности УКП

В основу архитектуры УКП закладывается модульный принцип построения аппаратуры на основе компактных модулей с универсальным форматом и интерфейсом, который позволяет оптимизировать конструктивное исполнение и сопряжение бортовых радио- и электротехнических систем и ДУ.

Общий вид 3D-модели УКП в рабочем положении показан на рис. 5.

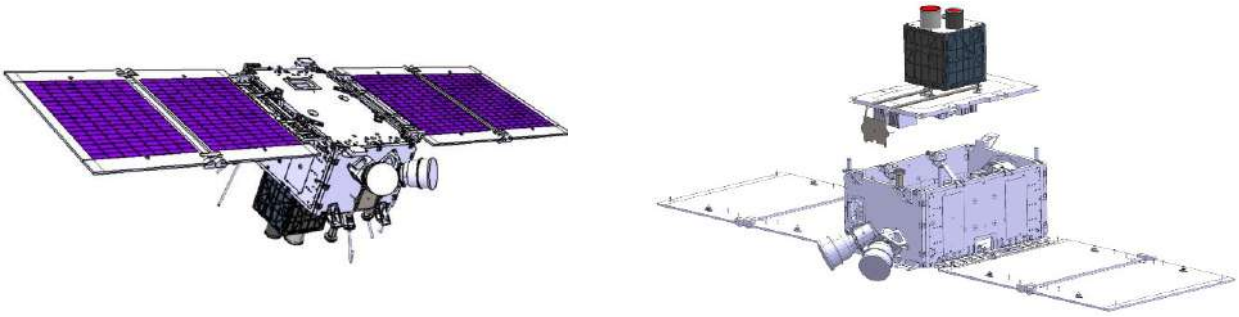


а

б

Рис. 5. Общий вид космической платформы в рабочем положении (со стороны ДУ коррекции (*а*) и со стороны зоны размещения модуля полезной нагрузки (*б*))

Платформа МКА ДЗЗ состоит из корпуса с установленными в нем блоками служебной аппаратуры. 3D-модель МКА ДЗЗ, состоящего из унифицированной космической платформы и модуля полезной нагрузки (МПН), показана на рис. 6.



а *б*

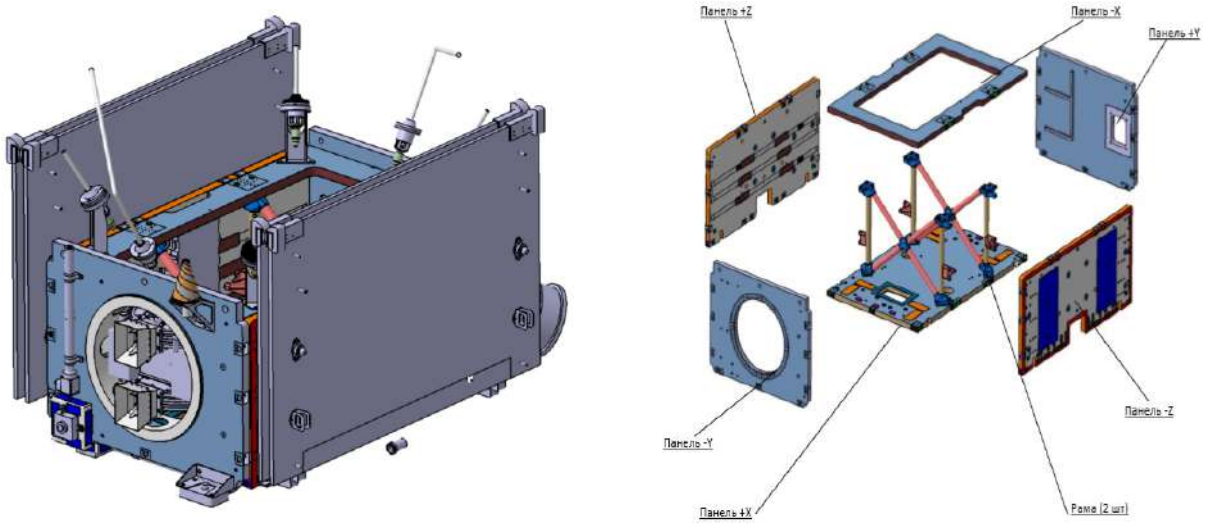
Рис. 6. Общий вид МКА ДЗЗ (общий вид МКА ДЗЗ в рабочем положении (*а*), модульное деление МКА ДЗЗ на платформу и МПН (*б*))

3. Конструктивное исполнение УКП

На рис. 7*а* представлена 3D-модель корпуса космической платформы с панелями солнечных батарей в транспортном положении. Схема деления конструкции космической платформы представлена на рис. 7*б*.

Основным конструктивно-силовым элементом УКП является корпус, выполненный в виде ферменного каркаса четырехгранной формы, на который устанавливаются четыре одинаковых по размеру тепловых сотопанелей с тепловыми трубами внутри. На тепловые сотопанели устанавливается бортовая аппаратура, требующая поддержания определенного теплового режима; на элементах каркаса и тепловых сотопанелях крепятся агрегаты ЭРДУ, приводы солнечной батареи, антенны, двигатели-маховики (ДМ) системы ориентации. Выбор схемы разгрузки ДМ определяется размещением ЭРДУ в кормовой части УКП (рис. 7*а*), обеспечивая создание внешнего управляющего момента за счет отклонения вектора тяги ЭРДУ относительно центра масс МКА.

При модульном построении УКП осуществляется рациональная компоновка блоков аппаратуры на силовых панелях МКА.



а *б*

Рис. 7. Конструктивное исполнение УКП

4. Модификация УКП под целевой модуль полезной нагрузки

Основной задачей ДЗЗ арктического региона, решаемой низкоорбитальными МКА, является обеспечение мониторинга с помощью радиолокационной станции на базе радиолокатора с синтезированной апертурой (РСА) [8].

В табл. 1 представлены характеристики РСА, отвечающие этой задаче.

Таблица 1

Характеристики РСА

Параметр	Значение		
	Прожекторный режим	Маршрутный режим	Обзорный режим
Ширина полосы рабочих частот, МГц	~150		
Поляризация	ГГ, ВВ, ГВ, ВГ		
Полоса захвата, км	15	20–50	100
Разрешение, м	3	6–10	25–50
Радиометрическая чувствительность, дБ	-20	–20	–25
Полоса обзора, км	~250		
Высота орбиты, км	400…600		
Масса, кг	~100		
Энергопотребление на рабочем участке, Вт	~1000		

В табл. 2 представлены типовые характеристики радиолокатора с синтезированной апертурой, отвечающие требованиям при создании РСА для малого КА ДЗЗ [8].

Таблица 2

Основные требования к характеристикам РСА для МКА ДЗЗ

Характеристика	Значение
Частотный диапазон	*X*, *C*, *S*, *P*
Полосы захвата (для высоты орбиты 500 км), км	100–150
Сверхвысокая разрешающая способность (при полосе до 25 км), м	до 5
Высокое пространственное разрешение (при ширине полосы 25–75 км), м	5–15
Среднее разрешение (при ширине съемки до 100 км), м	15–50
Низкое разрешение (при ширине съемки свыше 100 км), м	свыше 50
Масса РСА с приводом, кг	до 100
Суммарная потребляемая средняя мощность РСА, Вт	до 500

Разработанная 3D-модель платформы МКА ДЗЗ на базе РСА удовлетворяет следующим требованиям:

• обеспечивает функционирование размещаемой на ней полезной нагрузки;

• построена по модульному принципу и включает модули: систему управления движением (обеспечение требуемых параметров орбиты и заданной ориентации), двигательный модуль в составе системы управления движением МКА ДЗЗ (выдача импульсов тяги, обеспечивающих коррекцию орбиты и позволяющих компенсировать сопротивление атмосферы в течение САС), систему электроснабжения (обеспечение текущего положительного баланса электрической энергии на борту МКА в течение всего САС);

• является совместимой по командам управления с бортовой аппаратурой управления МКА.

Ограниченность массы МКА и мощности их бортовых энергоустановок, а также ограничения, накладываемые на стоимость их создания и эксплуатации, требуют применения малогабаритных, легких и дешевых ЭРДУ, обладающих высокой эффективностью в области потребляемой мощности до 50–100 Вт. При этом потребляемая электрическая мощность ЭРДУ, масса и габаритные размеры должны соответствовать требованиям к платформе МКА ДЗЗ.

Для выполнения высоких требований по точности ориентации и стабилизации обычно используются ДМ, разгрузка которых обеспечивается созданием внешнего управляющего момента за счет отклонения вектора тяги ЭРДУ относительно центра масс МКА.

Обобщенные требования к параметрам космической платформы МКА ДЗЗ с РСА высокого разрешения приведены в табл. 3.

Таблица 3

Основные требования к космической платформе

Характеристика	Значение
Орбита функционирования	солнечно-синхронная, высота 400–600 км
Срок активного существования на орбите, лет	до 5
Точность ориентации, обеспечиваемая системой ориентации и стабилизации, град:	ориентация трехосная, не более 0,1
Точность стабилизации по скорости на время съемки, град/с	не более 0,001
Среднесуточная мощность системы энергоснабжения, Вт	не менее 150
Система коррекции орбиты: – потребляемая мощность, Вт – удельный импульс тяги, кН·с /кг – средняя тяга, мН – суммарный импульс тяги, кН·с – полная масса ЭРДУ с запасом рабочего тела, кг	ЭРДУ 50–150 10–15 5–10 20–50 до 10
Масса УКП МКА, кг	не более 100
Масса модуля целевой аппаратуры, кг	не более 50

Платформа выбирается под массу выводимой полезной нагрузки (ПН), что определяет предельную массу МКА и мощность его системы энергообеспечения.

Используется модель эффективности МКА, позволяющая на основе базовой платформы МКА разработать МКА ДЗЗ с ПН в некотором диапазоне массы и энергопотребления.

Масса модифицированного МКА имеет следующий вид:

$$M^{\text{м}}_{\text{КА}} = M^{\text{б}}_{\text{УКП}} + M^{\text{м}}_{\text{ПН}} + \mu^{\text{б}}_{\text{ПН}}(M^{\text{м}}_{\text{ПН}} - M^{\text{б}}_{\text{ПН}}) + \\ + \gamma^{\text{б}}_{W}(W^{\text{м}}_{\text{ПН}} - W^{\text{б}}_{\text{ПН}}) = M^{\text{б}}_{\text{КА}} \cdot K^{\text{м}}_{\text{пб}},$$

где $M_{\text{КА}}$, $M_{\text{УКП}}$, $M_{\text{ПН}}$ – масса МКА, УКП и ПН, $W_{\text{ПН}}$ – энергопотребление ПН, $\mu_{\text{ПН}} = M_{\text{ПН}} / M_{\text{КА}}$, γ_W – коэффициент парциальной массы МКА на генерирование электроэнергии,

$$K^{\text{м}}_{\text{пб}} = M^{\text{м}}_{\text{КА}} / M^{\text{б}}_{\text{КА}} = 1 + \\ + \mu^{\text{б}}_{\text{ПН}}[(1 + \mu^{\text{б}}_{\text{ПН}})(M^{\text{м}}_{\text{ПН}} / M^{\text{б}}_{\text{ПН}} - 1) + \\ + (k^{\text{б}}_{W} - 1)(W^{\text{м}}_{\text{ПН}} / W^{\text{б}}_{\text{ПН}} - 1)],$$

$$k_W = 1 + \gamma_W \cdot W_{\text{ПН}} / M_{\text{ПН}}.$$

Индексы «б» и «м» относятся к базовому и модифицированному МКА, соответственно.

5. Исследование диапазона эффективного применения УКП МКА ДЗЗ

Методы проектирования малых космических аппаратов ДЗЗ позволяют оценить эффективность модификаций МКА на базе УКП [9].

Стоимость МКА в значительной мере определяется их массогабаритными характеристиками. Стоимость изготовления МКА составляет:

$$C_{\text{изг}} = A_{\text{и}} \cdot M^{y_{\text{и}}}_{\text{КА}},$$

где МКА – масса $M_{\text{КА}}$ в кг; $A_{\text{и}}$ и $y_{\text{и}}$ – статистический коэффициент и показатель степени, учитывающие влияние массы МКА на затраты, необходимые для его изготовления [3].

На рис. 8 представлена регрессионная зависимость $C_{\text{изг}}$ от массы МКА, полученная в результате анализа статистических данных, приведенных в [1].

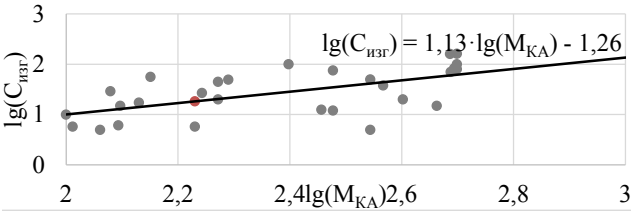


Рис. 8. Зависимость стоимости производства МКА $C_{\text{изг}}$ от массы МКА $M_{\text{КА}}$

Соотношение для затрат на разработку МКА аналогично по своей структуре соотношениям для определения затрат на производство КА. Для достаточной точности модели в нее введен коэффициент сложности, который зависит от группы аппаратов. Этот коэффициент характеризует технический уровень или степень сложности аппарата [3].

Формула для оценки затрат на разработку:

$$C_{\text{разр}} = A_{\text{р}} \cdot M^{y_{\text{р}}}_{\text{КА}},$$

где $M_{\text{КА}}$ – масса КА в кг; $A_{\text{р}}$ – коэффициент затрат; $y_{\text{р}}$ – показатель степени, учитывающий влияние

массы КА на затраты, необходимые для его разработки.

Для оценки области эффективного применения УКП при проектировании модернизированной УКП, требующей доработки для удовлетворения потребностей новой ПН по массе и энергопотреблению, используется следующая модель [10].

Затраты на модернизацию УКП считаются пропорциональными затратам на разработку МКА:

$$C^{\text{м}}_{\text{разр}} = K_{\text{м}} \cdot C_{\text{разр}},$$

где $K_{\text{м}}$ – коэффициент, учитывающий увеличение затрат, связанных с разработкой нового МКА на базе УКП. В результате стоимость модернизации МКА составляет:

$$C^{\text{м}}_{\text{разр}} = K_{\text{м}} \cdot A_{\text{р}} \cdot M^{y_{\text{р}}}_{\text{КА}}.$$

Эффективность оценивается как удельная стоимость разработки по модернизации МКА:

$$E^{\text{м}}_{\text{разр}} = C^{\text{м}}_{\text{разр}} / M_{\text{ПН}} = K_{\text{м}} \cdot A_{\text{р}} \cdot M^{y_{\text{р}}}_{\text{КА}} / M_{\text{ПН}}.$$

Оценка области эффективного применения УКП:

$$K^{\text{м}}_{E} = \frac{E^{\text{б}}_{\text{разр}}}{E^{\text{м}}_{\text{разр}}} = \frac{M^{\text{м}}_{\text{ПН}}}{M^{\text{б}}_{\text{ПН}}} \cdot \frac{k^{\text{м}}_{W}}{k^{\text{б}}_{W}} \cdot \left(\frac{M^{\text{б}}_{\text{КА}}}{M^{\text{м}}_{\text{КА}}} \right)^{y_{\text{р}}} =$$

$$= \frac{M^{\text{м}}_{\text{ПН}}}{M^{\text{б}}_{\text{ПН}}} \cdot \frac{k^{\text{м}}_{W}}{k^{\text{б}}_{W}} \cdot \left(K^{\text{м}}_{\text{пб}} \right)^{-y_{\text{р}}} \geq \frac{K^{\text{м}}_{\text{м}}}{K^{\text{б}}_{\text{м}}}.$$

В зависимости от требований к УКП со стороны МПН рассматриваются следующие характерные случаи оценки диапазона эффективного использования УКП:

1. Создание МКА с МПН, потребности которого в ресурсах с избытком удовлетворяются УКП, допустимо без снижения критерия эффективности при соблюдении ограничений:

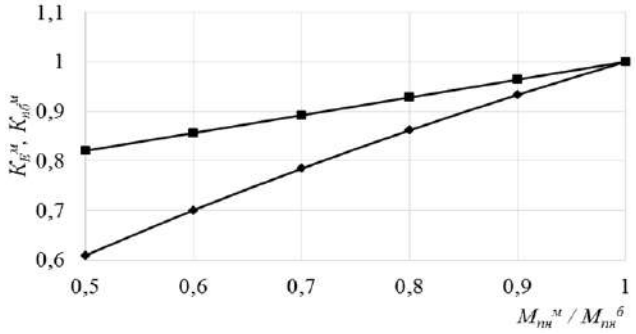
$$K^{\text{м}}_{E} \geq K^{\text{м}}_{\text{м}} / K^{\text{б}}_{\text{м}}.$$

Результаты оценки диапазона эффективного использования УКП базового МКА при развертывании новой УКП для $M^{\text{м}}_{\text{ПН}} / M^{\text{б}}_{\text{ПН}} \leq 1$ приведены на рис. 9. Зависимость коэффициентов $K^{\text{м}}_{\text{пб}}$ (квадратные маркеры) и $K^{\text{м}}_{E}$ (ромбовидные маркеры) от отношения масс ПН $M^{\text{м}}_{\text{ПН}} / M^{\text{б}}_{\text{ПН}}$ представлена на рис. 9*а*. Зависимость коэффициента $K^{\text{м}}_{E}$ от соотношения масс МКА $K^{\text{м}}_{\text{пб}} = M^{\text{м}}_{\text{КА}} / M^{\text{б}}_{\text{КА}}$ показана на рис. 9*б*.

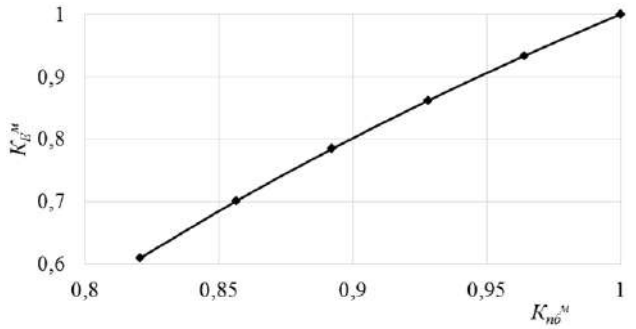
2. Создание МКА с МПН, для выполнения требований по массе и энергоемкости которого необходимо доработать УКП, допустимо без снижения критерия эффективности при выполнении следующих ограничений:

$$K^{\text{м}}_{E} \geq K^{\text{м}}_{\text{м}} / K^{\text{б}}_{\text{м}}.$$

Результаты оценки диапазона эффективного использования УКП базового МКА при развертывании новой унифицированной космической платформы для $M^{\text{м}}_{\text{ПН}} / M^{\text{б}}_{\text{ПН}} \geq 1$ и $W^{\text{м}}_{\text{ПН}} / W^{\text{б}}_{\text{ПН}} \geq 1$ представлены на рис. 10. Зависимость коэффициентов $K^{\text{м}}_{\text{пб}}$ (квадратные маркеры) и $K^{\text{м}}_{E}$ (ромбовидные маркеры) от отношения масс ПН $M^{\text{м}}_{\text{ПН}} / M^{\text{б}}_{\text{ПН}}$ и и $W^{\text{м}}_{\text{ПН}} / W^{\text{б}}_{\text{ПН}}$, которые имеют значение 1,0 (сплошная линия), 1,2 (штриховая линия), 1,4 (штрихпунктирная линия) и 1,6 (штрих-двойная пунктирная линия), соответственно, показана на рис. 10*а*. Зависимость коэффициентов $K^{\text{м}}_{E}$ от соотношения масс МКА $K^{\text{м}}_{\text{пб}} = M^{\text{м}}_{\text{КА}} / M^{\text{б}}_{\text{КА}}$ показана на рис. 10*б*.



а



б

Рис. 9. Зависимость технико-экономических показателей от соотношения массы ПН и МКА (случай 1)

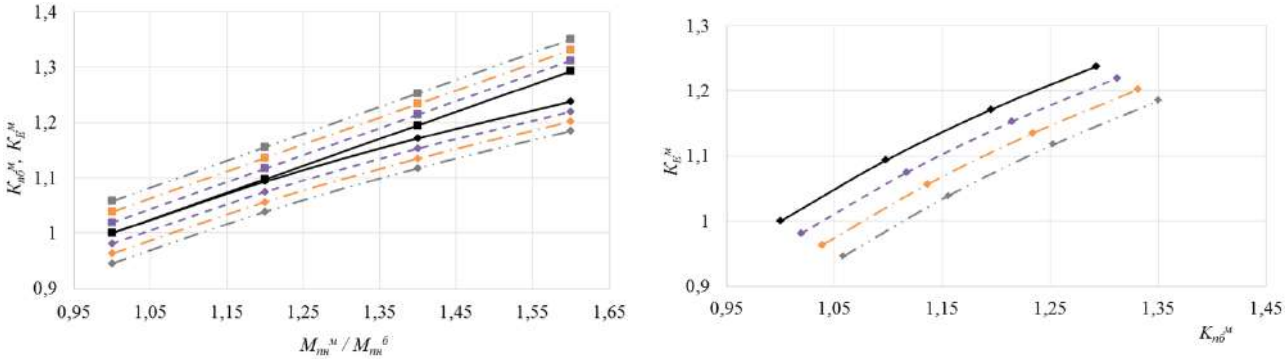
Диапазон значений, для которых допустимо использование модифицированной УКП, расположен над кривой:

$$K^{\text{м}}_{E} = \frac{M^{\text{м}}_{\text{ПН}}}{M^{\text{б}}_{\text{ПН}}} \cdot \frac{k^{\text{м}}_{W}}{k^{\text{б}}_{W}} \cdot \left(\frac{M^{\text{м}}_{\text{КА}}}{M^{\text{б}}_{\text{КА}}} \right)^{-y_{\text{р}}} =$$

$$= \frac{M^{\text{м}}_{\text{ПН}}}{M^{\text{б}}_{\text{ПН}}} \cdot \frac{k^{\text{м}}_{W}}{k^{\text{б}}_{W}} \cdot \left(K^{\text{м}}_{\text{пб}} \right)^{-y_{\text{р}}}.$$

Результаты сравнительного анализа технико-экономических показателей модификации МКА ДЗЗ для базовой и модифицированной УКП приведены в табл. 4.

Итак, создание МКА с МПН, для обеспечения которого в ресурсах требуется модификация УКП, обеспечивается без снижения эффективности при увеличении стоимости разработки МКА до 20 %.



а *б*

Рис. 10. Зависимость технико-экономических показателей от соотношения массы ПН и МКА (случай 2)

Таблица 4

Технико-экономические показатели модификации МКА ДЗЗ

Величина	Обозначение	Значение
Масса МКА	$M_{\text{КА}}^{\text{м}} / M_{\text{КА}}^{\text{б}}$	1,3
Масса МПН	$M_{\text{ПН}}^{\text{м}} / M_{\text{ПН}}^{\text{б}}$	1,6
Мощность МПН	$W_{\text{ПН}}^{\text{м}} / W_{\text{ПН}}^{\text{б}}$	1,5
Коэффициент массовых затрат на обеспечение мощности МПН	$k_W^{\text{м}} / k_W^{\text{б}}$	1,0
Критерий эффективности	$K_E^{\text{м}}$	1,2
Диапазон коэффициента модификации УКП	$K_E^{\text{м}} \geq K_{\text{м}}^{\text{м}} / K_{\text{м}}^{\text{б}}$	$K_{\text{м}}^{\text{м}} \leq 1,2 K_{\text{м}}^{\text{б}}$
Затраты на изготовление МКА	$C_{\text{изг}}^{\text{м}} / C_{\text{изг}}^{\text{б}}$	1,15
Затраты на разработку МКА	$C_{\text{разр}}^{\text{м}} / C_{\text{разр}}^{\text{б}}$	1,2

Заключение

Рассмотрены вопросы выбора типоразмера УКП, оценки эффективности ее использования с учетом необходимости ее модернизации под конкретный МПН.

Разработана методика оценки эффективности применения унифицированной космической платформы, обладающей избыточным ресурсом для полезной нагрузки и модернизированной унифицированной космической платформы, позволяющей обеспечить увеличенные потребности в ресурсах (по массе и энергопотреблению) для полезной нагрузки.

Для решения задачи реализован статистический метод согласованной оптимизации параметров модификации УКП в составе МКА с учетом особенностей проектно-конструкторских и конструкторско-технологических решений заменяемых МПН.

Список литературы

[1] Блинов В. Н., Иванов Н. Н., Сеченов Ю. Н., Шалай В. В. Малые космические аппараты. Кн. 3. Миниспутники. Унифицированные космические платформы для малых космических аппаратов: справоч. пособие. Омск : Изд-во ОмГТУ, 2010. 348 с.

[2] State-of-Art Small Spacecraft Technology. Small Spacecraft Systems Virtual Institute/Ames Research Center. Moffet Field, California. NASA/TP-20210021263. 2021.

[3] Кульков В. М. Исследование проектных параметров и анализ эффективности применения унифицированных платформ с электроракетными двигателями в составе малых космических аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 2. С. 18–28.

[4] Кульков В. М. Построение комплекса проектных моделей для параметрического анализа малых космических аппаратов с электроракетными двигателями // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 4. С. 44–55.

[5] Kulkov V. M., Egorov Yu. G., Krainov A. M., Shakhanov A. E., Elnikov R. V. On the Problem of Designing Small Spacecraft with Electric Propulsion Power Plants for Studying Minor Bodies of the Solar System // Solar System Research. 2016. vol. 50. no. 7. pp. 533–539.
[6] Akhmetzhanov R., Bogatyy A., Dyakonov G., Korolyov D., Kashirin D., Popov G., Semenikhin S. Electric Propulsion Thrusters of Next Generation Developed at RIAME MAI for Small Satellites // 7th Russian–German Conference on Electric Propulsion and Their Application. Marburg, Germany. 2018.
[7] Чернов А. А., Чернявский Г. М. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. Лекции и упражнения. М. : Радио и связь, 2004. 200 с.
[8] Верба В. С., Неронский Л. Б., Осипов И. Г., Турук В. Э. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования. М. : Радиотехника, 2010. 680 с.
[9] Матвеев Ю. А., Ламзин В. А., Ламзин В. В. Основы проектирования модификаций космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. М. : Изд-во МАИ, 2015. 174 с.

[10] Чеботарев В. Е., Зимин И. И., Внуков А. А. Исследование диапазонов эффективного применения унифицированных космических платформ для геостационарных спутников связи // Космические аппараты и технологии. 2021. Т. 5. № 1. С. 51–56. doi: 10.26732/j.st.2021.1.06.

PRINCIPLES OF CONSTRUCTION AND APPLICATION AREAS OF SMALL SPACECRAFT BASED ON UNIFIED SPACE PLATFORMS

V. M. Kulkov[2], S. O. Firsyuk[1], A. M. Yurov[1], S. A. Tuzikov[1], Yu. G. Egorov[2], Sung Wook Yoon[1]

[1] Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation
[2] Research Institute for Applied Mechanics and Electrodynamics of Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation

The conceptual options for small spacecraft on the basis of a unified space platform are analyzed, the areas of rational use of the unified space platform as part of the small spacecraft for solving a wide range of tasks, including monitoring of the Arctic regions, are explored. Methodical approaches are given to ensure the design analysis of circuit solutions of the unified space platform for small spacecraft remote sensing. The actual problem of selecting the standard size of the unified space platform, evaluating the effectiveness of its use, taking into account the necessary modernization for a specific payload, is being investigated. A technique and models for selecting the parameters for the modification of the remote sensing satellites have been developed. The application of the methodology makes it possible to determine the rational parameters for modifying the remote sensing spacecraft, to evaluate the impact of the features of design solutions and external relations on the total costs in the implementation of the project for the creation of the unified space platform. The relevance of research is related to the need to create competitive variants of small-sized spacecraft based on a unified space platform, designed to provide monitoring of high-latitude regions using the small spacecraft system.

Keywords: small spacecraft, unified space platform, modular construction, design, range of effective application, remote sensing of the Earth, monitoring of high-latitude regions.

References

[1] Blinov V. N., Ivanov N. N., Sechenov Yu. N., Shalay V. V. *Malye kosmicheskie apparaty. Kniga 3. Minisputniki. Unificirovannye kosmicheskie platformy dlya malyh kosmicheskih apparatov* [Small spacecrafts. Book 3. Minisatellites. Unified space platforms for small spacecraft]. Omsk, Publishing House of OmSTU, 2010, 348 p. (In Russian)

[2] State-of-Art Small Spacecraft Technology. Small Spacecraft Systems Virtual Institute/Ames Research Center, Moffet Field, California, NASA/TP-20210021263, 2021.
[3] Kulkov V. M. *Issledovanie proektnyh parametrov i analiz effektivnosti primeneniya unificirovannyh platform s elektroraketnymi dvigatelyami v sostave malyh kosmicheskih apparatov* [Study of design parameters and analysis of the effectiveness of the use of unified platforms with electric propulsion thrusters as part of small spacecraft] // Bulletin of the Moscow Aviation Institute, 2012, vol. 19, no. 2, pp. 18–28. (In Russian)
[4] Kulkov V. M. *Postroenie kompleksa proektnyh modelej dlya parametricheskogo analiza malyh kosmicheskih apparatov s elektroraketnymi dvigatelyami* [Construction of a complex of design models for parametric analysis of small spacecraft with electric propulsion thrusters] // Bulletin of the Moscow Aviation Institute, 2012, vol. 19, no. 4, pp. 44–55. (In Russian)
[5] Kulkov V. M., Egorov Yu. G., Krainov A. M., Shakhanov A. E., Elnikov R. V. On the Problem of Designing Small Spacecraft with Electric Propulsion Power Plants for Studying Minor Bodies of the Solar System // Solar System Research, 2016, vol. 50, no. 7, pp. 533–539.

[6] Akhmetzhanov R., Bogatyy A., Dyakonov G., Korolyov D., Kashirin D., Popov G., Semenikhin S. Electric Propulsion Thrusters of Next Generation Developed at RIAME MAI for Small Satellites // 7th Russian–German Conference on Electric Propulsion and Their Application, Marburg, Germany, 2018.
[7] Chernov A. A., Chernyavsky G. M. *Orbity sputnikov distancionnogo zondirovaniya Zemli. Lekcii i uprazhneniya* [Orbits of satellites for remote sensing of the Earth. Lectures and exercises]. Moscow, Radio and communication, 2004, 200 p. (In Russian)
[8] Verba V. S., Neronsky L. B., Osipov I. G., Turuk V. E. *Radiolokacionnye sistemy zemleobzora kosmicheskogo bazirovaniya* [Space-borne Earth Surveillance Radar Systems]. Moscow, Radio engineering, 2010, 680 p. (In Russian)
[9] Matveev Yu. A., Lamzin V. A., Lamzin V. V. *Osnovy proektirovaniya modifikacij kosmicheskih apparatov distancionnogo zondirovaniya Zemli* [Fundamentals of designing modifications of spacecraft for remote sensing of the Earth]. Moscow, MAI Publishing House, 2015, 174 p. (In Russian)
[10] Chebotarev V. E., Zimin I. I., Vnukov A. A. *Issledovanie diapazonov effektivnogo primeneniya unificirovannyh kosmicheskih platform dlya geostacionarnyh sputnikov svyazi* [Research of the ranges of effective application of unified space platforms for geostationary communication satellites] // Spacecrafts & Technologies, 2021, vol. 5, no. 1, pp. 51–56. doi: 10.26732/j.st.2021.1.06. (In Russian)

Сведения об авторах

Егоров Юрий Григорьевич – ведущий конструктор Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики МАИ. Окончил Московский авиационный институт в 1989 году. Область научных интересов: космическая техника.
ORCID: 0000-0003-0405-5634

Кульков Владимир Михайлович – кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики МАИ. Окончил Московский авиационный институт в 1970 году. Область научных интересов: космическая техника.
ORCID: 0000-0003-4681-1004

Тузиков Сергей Анатольевич – начальник лаборатории 601 МАИ. Окончил Московский авиационный институт в 1983 году. Область научных интересов: космическая техника.
ORCID: 0000-0002-0884-1838

Фирсюк Сергей Олегович – начальник Студенческого космического конструкторского бюро «Искра» МАИ. Окончил Московский авиационный институт в 1999 году. Область научных интересов: космическая техника.

Юн Сон Ук – аспирант кафедры 601 МАИ. Окончил Московский авиационный институт в 2020 году. Область научных интересов: космическая техника.
ORCID: 0000-0003-2150-2061

Юров Александр Михайлович – ведущий инженер Научно-исследовательского отдела кафедры 601 МАИ. Окончил Московский авиационный институт в 2001 году. Область научных интересов: космическая техника.

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 isercit@gmail.com.

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

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

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

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

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

Требования к составу и расположению элементов оформления научной статьи:

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

Требования к представляемому тексту, иллюстрациям и пристатейному списку литературы:

- Объем статьи, включая иллюстрации и список литературы, $^{10–20}$ страниц формата A^4 ($^{210} \times {}^{297}$ мм).
- Поля – ^{2},^{5} см.
- Шрифт Times New Roman, ^{14} кегль, полуторный интервал, красная строка ^{1},^{27} см.
- Заголовок и аннотация статьи не должны содержать нерасшифрованных сокращений (аббревиатур) и ссылок на литературу.
- При использовании в тексте сокращенных названий необходимо давать их расшифровку, следует ограничиваться общепринятыми сокращениями и избегать новых без достаточных на то оснований.
- Для использования переносов в словах необходимо пользоваться командой «автоматическая расстановка переносов». Для форматирования текста не использовать пробелы (нигде в тексте не должно быть рядом стоящих двух пробелов).
- Для набора сложных математических формул и выражений используется MathType. Размер шрифта в формулах установить по умолчанию (^{12}).
- Допускаются рисунки и таблицы без заголовков, подписей и слов «Таблица» и «Рис.» в случае одной таблицы/рисунка. Если имеется несколько рисунков или таблиц, используются слова «Таблица» или «Рис.» с указанием номера таблицы или рисунка. Не рекомендуется загромождать рисунок ненужными деталями: надписи должны быть вынесены в подпись к рисунку, а на рисунке заменены цифрами или буквами. Желательно не перегружать текст графическим материалом. Размер шрифта в таблицах ^{12} кегль. Межстрочный интервал – одинарный. Схемы, рисунки и другие графические элементы должны быть представлены дополнительно отдельным файлом в графическом формате.
- В тексте ссылки на цитируемую литературу даются в квадратных скобках в конце предложения перед точкой (например: [^{1}], [^{1}; ^{2}] или [^{1}–^{3}] и т. д.). Список литературы следует оформлять в порядке ссылок на него по тексту, в списке должны быть только те источники, на которые есть ссылки в тексте. Ссылки на неопубликованные работы не допускаются. Для книг: фамилия и инициалы автора, полное название книги, место издания, издательство, год, том или выпуск, общее количество страниц. Для периодических изданий: фамилия и инициалы автора, название статьи, название журнала, год издания, том, номер, первая и последняя страницы статьи. Список литературы нумеруется арабскими цифрами без использования автоматической нумерации.

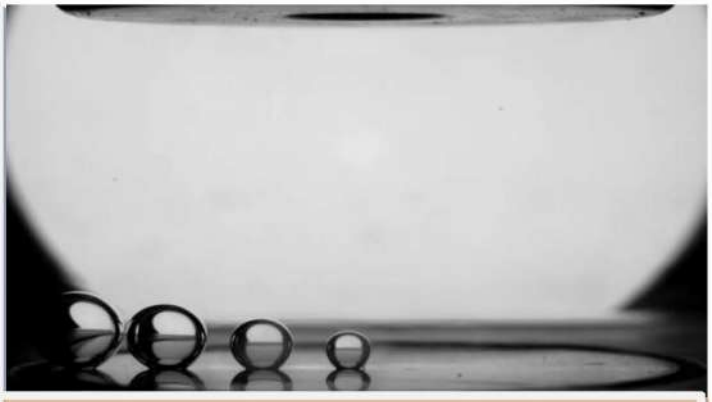
Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе Сибирского отделения Российской академии наук (ИТ СО РАН)

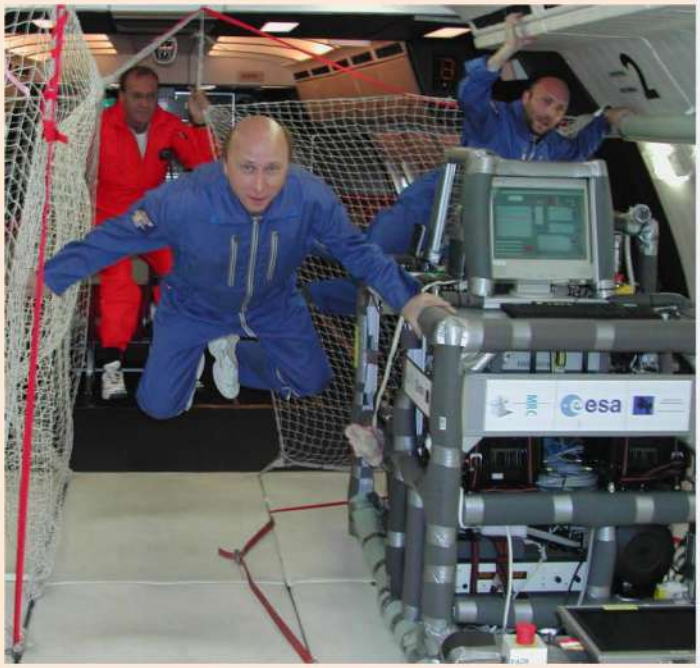
Директор, академик РАН Маркович Дмитрий Маркович

Адрес: 630090, г. Новосибирск, проспект Академика Лаврентьева, д.1
Тел: +7 (383) 330-90-40
Факс: +7 (383)330-84-80
www.itp.nsc.ru
E-mail: director@itp.nsc.ru

Являясь одним из ведущих центров по теории теплообмена и физической гидрогазодинамике, команда ИТ СО РАН создает на своих уникальных научных стендах собственную вселенную, осуществляет головокружительные полёты совместно с Европейским космическим агентством и открывает новую бесконечность в пузырьках воды, кипящей на МКС, строго по протоколу сибирских физиков.

Институт теплофизики занимается фундаментальными исследованиями процессов теплообмена и физической гидрогазодинамики, а также решением прикладных задач для различных технологических сфер, начиная от ядерной энергетики и заканчивая обычной энергетикой. Наша работа касается и, казалось бы, совсем нетипичных для нас направлений — медицины, переработки отходов, экологии и других.





В 1957 году произошло два важнейших события – был создан ИТ СО РАН и запуск первого в мире искусственного спутника. Последнее отложило сильный отпечаток на формировании задач, стоящих перед научным сообществом, и, конечно, Институт теплофизики не остался в стороне. Мы проводим много исследований, часть из которых нашли практическое применение в области освоения космоса. В рамках фундаментальных исследований мы интенсивно работаем над вопросами особенностей переноса тепла в условиях, приближенных к космическим. Например, процессы горения и детонации, играющие ключевую роль для космических аппаратов с точки зрения создания ракетных двигателей и камер сгорания; особенности процессов теплообмена в условиях микрогравитации.

Наши сотрудники работают и в области ядерных космических установок. Поскольку в космической отрасли есть жёсткие требования к массогабаритным характеристикам двигателей, необходимо подобрать топливо, содержащее энергию в наиболее концентрированном виде.

На сегодняшний день это либо жидкий водород, либо ядерное топливо. Поэтому наш институт занимается фундаментальными исследованиями в области ядерных реакторов для космических приложений. В нашем институте проведен ряд исследований композиции газов гелия и ксенона в качестве рабочего тела космического ядерного реактора.