

ISSN 2618-7957

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И

ТЕХНОЛОГИИ SPACECRAFTS &
TECHNOLOGIES



КА «Экспресс-АТ1»

Разработчик и производитель: АО «РЕШЕТНЁВ»



Технологическая платформа

НИСС

Национальная Информационная
Спутниковая Система

**№4 (54)
2025**



НИСС

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

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

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

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

Сайт ТП «НИСС»: tp.iss-reshetnev.ru

ISSN 2618-7957

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS &
TECHNOLOGIES

Том 9

№ 4 (54)

2025

Выходит один раз в три месяца

Красноярский край
Железногорск

Космические аппараты и технологии

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

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

Редактор номера
Ковалев Роман Борисович
(Железногорск)

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

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)

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

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

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

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

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

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

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

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

Надирадзе Андрей Борисович
д-р техн. наук, профессор (Москва)

Овчинников Сергей Геннадьевич
д-р физ.-мат. наук, профессор (Красноярск)

Панько Сергей Петрович
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

Пчеляков Олег Петрович
д-р физ.-мат. наук, профессор (Новосибирск)

Хартов Виктор Владимирович
д-р техн. наук, профессор (Королёв)

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

Чернявский Александр Григорьевич
(Королёв)

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

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

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

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

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

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

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

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

Смотров Андрей Васильевич
канд. техн. наук (Жуковский)

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

Хартов Станислав Викторович
канд. техн. наук (Красноярск)

Ежеквартальный научный журнал

Издается с 2012 года

ISSN 2618-7957

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

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

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

Импакт-фактор РИНЦ за 2024 г. – 0,552.

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

Тематические направления журнала:

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

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

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

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

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

Подписной индекс журнала в каталоге «Пресса России» 39491
Тираж 200 экз. Заказ 25863
Дата выхода в свет 30.12.2025

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

Свободная цена

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

Spacecrafts & Technologies

Chief Editor

Testoyedov Nikolay A.

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

Deputy Chief Editor

Khalimanovich Vladimir I.

PhD in Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation)

Issue Editor

Kovalev Roman B.

(Russian Federation)

Executive Secretary

Khnykin Anton V.

PhD in Engineering, Associate Professor (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)

Shaidurov Vladimir V.

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)

Belyaev Boris A.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Chebotaev Victor E.

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.sciup.org

В номере

Contents

<u>РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА</u>		<u>ROCKET AND SPACE EQUIPMENT</u>	
П. Н. Максимов, Ф. К. Синьковский, В. Н. Максимов МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ МАГНИТНОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ ИНИЦИИРУЮЩЕГО УСТРОЙСТВА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА	189	P. N. Maksimov, F. K. Sinkovsky, V. N. Maksimov MATHEMATICAL MODELING AND OPTIMIZATION OF THE MAGNETIC CHARACTERISTIC OF THE SPACECRAFT ACTUATOR DEVICE	
О. Я. Яковлев, Д. В. Малыгин КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ CUBESAT: ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ОРБИТЫ	204	O. Ya. Yakovlev, D. V. Malygin CUBESATS: MAIN CHARACTERISTICS AND ORBITS	
А. Б. Самара, А. Л. Берсенева РАЗРАБОТКА ФИЛЬТРА КУ-ДИАПАЗОНА	215	A. B. Samara, A. L. Berseneva DEVELOPMENT OF A KU-BAND FILTER	
В. В. Сметана, И. Е. Давыдов, С. В. Глушков РАСЧЁТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЗВРАЩАЕМОГО БЛОКА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ТИПА «СОЮЗ-2-1А» ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ЕГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ	226	V. V. Smetana, I. E. Davydov, S. V. Glushkov CALCULATION OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A RECOVERABLE CARRIER-ROCKET CORE STAGE OF THE SOYUZ-2-1A TYPE IN MODELING ITS DISTURBED MOTION	
В. Н. Максимов, П. Н. Максимов, К. В. Кондратьев ЭЛЕКТРОМАГНИТНАЯ СИСТЕМА КОМПЕНСАЦИИ ВЕСА	240	V. N. Maksimov, P. N. Maksimov, K. V. Kondratyev ELECTROMAGNETIC WEIGHT COMPENSATION SYSTEM	
<u>НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ</u>		<u>NEW MATERIALS AND TECHNOLOGIES IN SPACE EQUIPMENT</u>	
А. А. Андреев ОСТАТОЧНЫЕ НАПРЯЖЕНИЯ В АДДИТИВНО ИЗГОТАВЛИВАЕМЫХ ДЕТАЛЯХ: ОБЗОР	250	A. A. Andreev RESIDUAL STRESSES IN ADDITIVELY MANUFACTURED DETAILS: A REVIEW	
<u>КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ</u>		<u>SPACE INSTRUMENT ENGINEERING</u>	
А. Е. Шмидт, Т. Г. Орешенко ПРИМЕНЕНИЕ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ФУРЬЕ В ОБРАБОТКЕ МЕЖСПУТНИКОВЫХ ИЗМЕРЕНИЙ	260	A. E. Shmidt, T. G. Oreshenko APPLICATION OF FOURIER TRANSFORM IN PROCESSING INTER-SATELLITE MEASUREMENTS	
О. И. Ровняков, К. А. Дюжев, К. В. Ануфрейчик ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕМЕНТОВ ПРЕЦИЗИОННОЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	269	O. I. Rovnyakov, K. A. Dyuzhev, K. V. Anufreichik EXPERIMENTAL RESEARCH ON THE CHARACTERISTICS OF PRECISION MEASUREMENT SYSTEM ELEMENTS FOR SPACECRAFT SCIENTIFIC PAYLOAD	

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ МАГНИТНОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ ИНИЦИИРУЮЩЕГО УСТРОЙСТВА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

П. Н. Максимов^{✉1, 2}, Ф. К. Синьковский¹, В. Н. Максимов^{1, 2}

¹АО «Информационные спутниковые системы»
имени академика М. Ф. Решетнёва»

г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

²Сибирский государственный университет науки и технологий
имени академика М. Ф. Решетнёва

г. Красноярск, Российская Федерация

В данной работе рассматривается актуальная проблема разработки современных иницирующих устройств для космической техники, обеспечивающих высокую надежность при минимальном ударном воздействии. Исследование направлено на создание электромагнитного иницирующего устройства, способного заменить традиционные пиротехнические системы, обладающие рядом существенных недостатков, таких как высокие ударные нагрузки, одноразовость применения и сложность наземной отработки. Основной целью работы является разработка конструкции электромагнитного иницирующего устройства с оптимальными массогабаритными характеристиками, обеспечивающего высокую скорость срабатывания при минимальном ударном воздействии. В статье подробно рассматривается принцип работы устройства, основанный на взаимодействии соленоида с токопроводящей оболочкой сердечника, где тормозящий эффект достигается за счет генерации вихревых токов. Этот принцип позволяет существенно снизить ударные нагрузки по сравнению с традиционными решениями. Особое внимание в исследовании уделено методике параметрического анализа и оптимизации конструкции. Применение метода конечных элементов в программном комплексе ANSYS Maxwell позволило выявить ключевые конструктивные параметры, оказывающие наибольшее влияние на рабочие характеристики устройства. Для построения точной математической модели использован алгоритм машинного обучения на основе полиномиальной регрессии с регуляризацией, обеспечивший высокую точность прогнозирования. Важной частью исследования стала многоцелевая оптимизация конструкции с использованием алгоритма теории игр. Этот подход позволил эффективно решить задачу одновременного увеличения полезной работы исполнительного элемента при минимальном увеличении массы устройства. Результаты оптимизации подтверждены комплексным моделированием динамики работы устройства в среде MATLAB Simulink. Проведенные расчеты и симуляции продемонстрировали приемлемые эксплуатационные характеристики разработанного устройства. Полученные результаты имеют практическое значение для космической отрасли, открывая возможности замены традиционных пиротехнических систем на более надежные и безопасные электромагнитные аналоги.

Ключевые слова: аппроксимация, оптимизация, математическое моделирование, иницирующее устройство, спусковое устройство, космическая техника.

Поступила в редакцию: 19.11.2025. Принята к печати: 28.11.2025.

Введение

В современной космической отрасли существует множество космических аппаратов (КА), которые можно квалифицировать по выполняемым функциям. К этим функциям относятся: дальней зондирование Земли, наблюдение за дальним космосом, изучение гравитационного поля Земли, передача данных на большом расстоянии, а также многое другое. Осуществление данных функций напрямую зависит от сверхчувствительного оборудования, требования к которому постоянно повышаются по мере роста запросов на более точные результаты измерений или на минимизацию потерь передаваемого сигнала. Это делает современные КА крайне уязвимыми к вибрационным и ударным нагрузкам и, соответственно, ставит задачу преодоления их негативного воздействия.

Основными источниками ударной нагрузки на борту КА являются подпружинные механизмы, суть которых состоит в освобождении подвижных элементов конструкции, и пиротехнические иницирующие устройства (ИУ) [1], используемые для расфиксации тяг, предотвращающих механические устройства, такие как системы раскрытия и зачекочки солнечных батарей и рефлекторов, а также устройство отделения КА, от срабатывания. К недостаткам пироустройств также относятся: одноразовость, высокий уровень запыления продуктами горения области КА, сложность наземной отработки из-за высоких требований к предотвращению несанкционированного срабатывания. Наличие указанных недостатков приводит к отказу от подобных устройств в космической отрасли и росту интереса к ИУ с низким ударным воздействием, в частности тепловым ИУ на основе парафина, элементов памяти формы, перегораемых элементов, жидких металлов и высокоплавого клея [2].

Общей проблемой таких ИУ является увеличение времени срабатывания [2], что приводит к росту нагрузки на бортовую сеть, следствием чего может стать повреждение кабельной сети [3]. В связи с этим возникает потребность в устройстве, способном обеспечить достаточно высокую скорость срабатывания при минимальных ударных нагрузках.

Для решения подобной проблемы применяются устройства с пережигаемыми элементами [4; 5], принцип работы которых состоит в использовании нихромовой нити, которая удерживает фиксатор исполнительного элемента и, имея высокое удельное сопротивление, разрушается при подаче через нее электрического тока. Главным недостатком данных устройств является наличие подпружинного элемента, который создает ударное воздействие. Поэтому в целях сведения ударного воздействия к минимуму предлагается использование

ИУ магнитного типа, безударные характеристики которого обеспечиваются индуцируемыми токами. Данный принцип активно применяется в магнитных демпферах [6–9], а также устройствах токовихревых тормозов [10–12].

Основной проблемой устройств данного типа является относительно большая масса, что приводит к необходимости проведения многоцелевой оптимизации изделия в целях достижения максимальной удельной рабочей характеристики при минимальных массово-габаритных значениях и удовлетворения требований прочности. Осуществление оптимизации, в свою очередь, невозможно без получения математической модели основной характеристики устройства от конструктивных параметров.

Учитывая сложность аналитического решения данной задачи, предлагается построение математической модели рабочей характеристики на основе использования метода конечных элементов (МКЭ) и алгоритма машинного обучения. В качестве оптимизационного алгоритма для выполнения многоцелевой оптимизации предлагается использовать алгоритм из теории игр. Данные алгоритмы уже применяются в оптимизации элементов конструкции летательных аппаратов [13; 14], а также магнитных устройств [15].

Целью данной работы является разработка электромагнитного иницирующего устройства с оптимальными массогабаритными параметрами, способными обеспечить высокое время срабатывания при минимальных удельных нагрузках.

1. Описание изделия

Проектируемое изделие представляет собой соленоид, установленный в магнитопровод, имеющий вид железного корпуса цилиндрической формы, в центре которого расположен нагружаемый элемент, состоящий из сердечника, токопроводящей оболочки сердечника и алюминиевой втулки. В случае подачи постоянного тока через соленоид электрическая энергия будет преобразована в магнитную, что приведет нагружаемый элемент в движение по шариковой втулке вдоль оси z . При прекращении подачи тока нагружаемый элемент возвращается в первоначальное положение под воздействием упругого элемента, который входит в зацепление с алюминиевой втулкой. В качестве упругого элемента может использоваться обыкновенная цилиндрическая пружина сжатия. Принципиальная схема устройства представлена на рисунке 1.

Особенностью изделия является наличие токопроводящей оболочки сердечника. При протекании через нее магнитного потока в ней индуцируются токи, которые создают магнитное поле, имеющее противоположную направленность по отношению

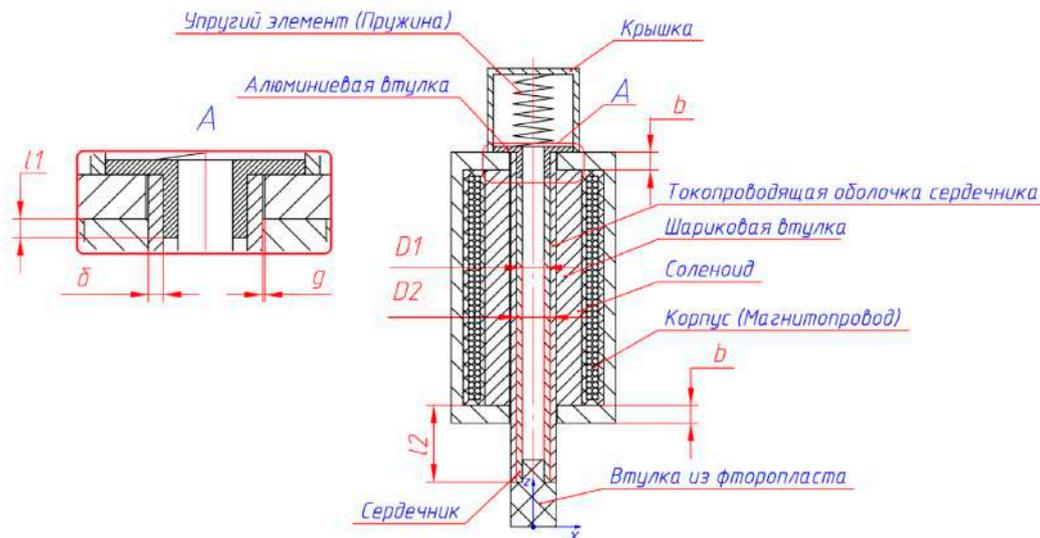


Рисунок 1. Принципиальная схема устройства

к внешнему полю. В результате возникает тормозящая сила, что прямо пропорционально скорости тока. Подобная закономерность позволяет, при верном подборе соответствующих параметров, добиться условий работы, когда устройство имеет высокую скорость срабатывания, при этом ударная нагрузка сведена к минимуму. Общее уравнение движения имеет следующий вид:

$$ma = F_m - F_b - F_f - F_s,$$

где m – масса исполнительного элемента a – вектор ускорения исполнительного элемента; F_m – сила втягивания сердечника в область соленоида, F_b – сила, генерируемая индуцируемыми токами; F_f – сила сухого трения трущихся элементов; F_s – сила упругости пружины.

Исходя из данного уравнения видно, что основной рабочей характеристикой, обеспечивающей необходимые требования надежности, является генерируемая соленоидом сила F_m , которую для простоты в дальнейшем будем называть магнитной силой. Данный факт ставит задачу получения максимального значения магнитной силы при минимальных массово-габаритных характеристиках и удовлетворений требований прочности, что представляет собой сложную многоцелевую оптимизацию.

2. Параметрический анализ модели

Для осуществления оптимизации изделия необходимо определить основные конструктивные параметры.

Согласно общему уравнению электродинамики магнитная сила F_m прямо пропорциональна изменению энергии магнитного поля E_m , что есть функция от силы тока в соленоиде I и индуктивности электромагнита L :

$$F_m = -grad E_m = -grad \left(\frac{I^2 L}{2} \right) = -\frac{I^2}{2} \frac{\partial L}{\partial z}.$$

Индуктивность, в свою очередь, можно записать как:

$$L = \frac{N^2}{R_m},$$

где N^2 – количество витков соленоида, R_m – магнитное сопротивление системы.

Учитывая, что I и N константы, получаем следующее уравнение:

$$F_m = -\frac{I^2 N^2}{2} \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{1}{R_m} \right).$$

Магнитное сопротивление системы R_m , в свою очередь, зависит от следующих геометрических параметров (рисунок 1): толщина выступающей части магнитопровода b ; величина зазора g между проводящей оболочкой сердечника и выступающей частью магнитопровода; толщина проводящей оболочки сердечника δ ; положение сердечника в магнитопроводе, что описывается расстоянием от верхнего торца сердечника до выступающей части магнитопровода l_1 и длиной выступающей части сердечника l_2 ; внешний D_2 и внутренний D_1 диаметры сердечника.

По итогу теплового расчета, при условии, что в соленоиде будет течь ток I в 4 А, оптимальным количеством витков N является 560 при диаметре проволоки d 0.4 мм.

Для первичного анализа была построена параметрическая конечно-элементная модель (КЭМ) с целью итерационного расчета магнитной силы в программном обеспечении (ПО) ANSYS Maxwell с изменением одного из выше приведенных параметров при сохранении всех остальных.

По результатам предварительных расчетов было установлено, что магнитная сила растет при увеличении значений приведенных параметров, за исключением внутреннего диаметра сердечника D_1 (рисунок 2), толщины токопроводящей оболочки δ (рисунок 3) и величины зазора g . Это объясняется тем, что увеличение внутреннего диаметра сердечника приводит к уменьшению площади поперечного сечения и, соответственно, насыщению материала. В свою очередь, увеличение значений параметров δ и g приводит к уменьшению плотности магнитного потока между сердечником

и выступающей частью магнитопровода, что, соответственно, приводит к снижению магнитных показателей. Приняв во внимание увеличение массово-габаритных показателей и уменьшение магнитной характеристики, толщину токопроводящей оболочки и величину зазора можно полностью исключить из оптимизационной модели, а в расчетах использовать минимальные значения, равные 0.1 мм.

Таким образом, задача оптимизации сводится к оптимизации следующих параметров, приведённых в таблице 1.

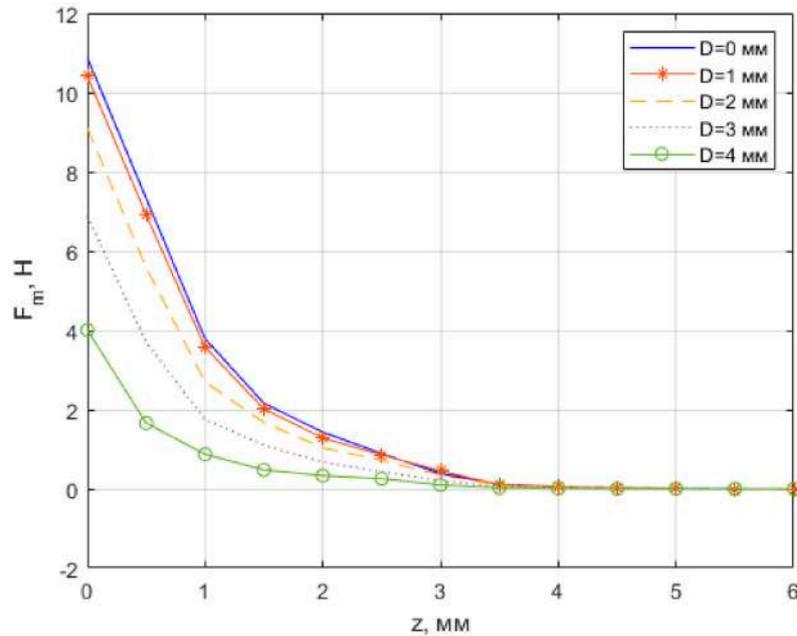


Рисунок 2. График зависимости магнитной силы от положения сердечника относительно начала координат при разном значении величины диаметра D_1

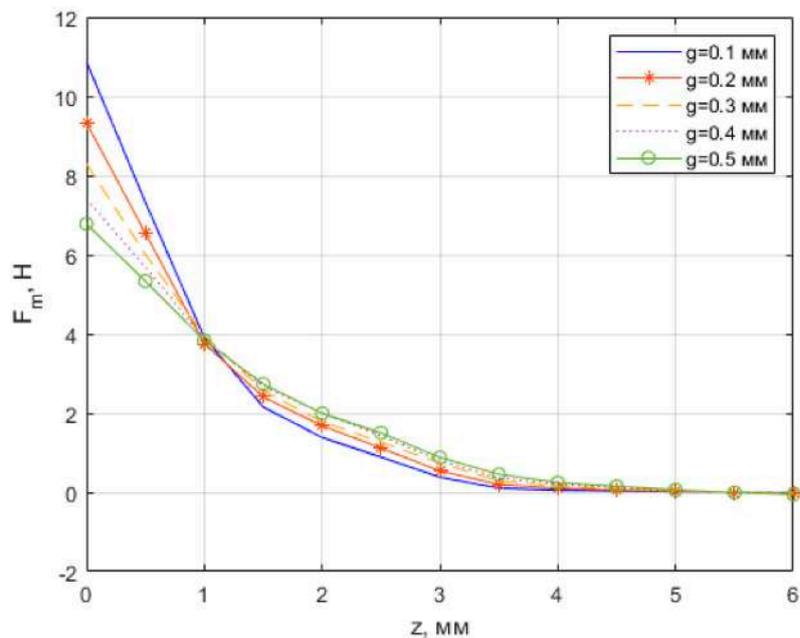


Рисунок 3. График зависимости магнитной силы от положения сердечника относительно начала координат при разном значении величины толщины токопроводящей оболочки сердечника δ

Таблица 1

Основные конструктивные параметры

Параметр	Значение параметра, мм
Толщина выступающей части магнитопровода b	3
Расстояние от верхнего торца сердечника до выступающей части магнитопровода l_1	0
Длина выступающей части сердечника l_2	8
Внутренний диаметр сердечника D_1	0
Внешний диаметр сердечника D_2	5,5

3. Описание алгоритмов

А. Алгоритм оптимизации

Для решения задачи оптимизации была применена теория игр, а именно игра Штакельберга [15] (рисунок 4). Суть данной игры состоит в том, что у нас имеется два типа игроков: лидер и последователь, которые выражаются соответствующими функциями f_L и f_F . Данные функции имеют набор пересекающихся параметров $\{x_L, x_F\}$. Особенность

лидера состоит в том, что он, имея иерархическое преимущество, первый изменяет значения своих параметров x_L , сохраняя неизменными значения параметров последователя x_F , в целях поиска оптимального значения целевой переменной своей функции. После оптимизации лидера к оптимизации приступает последователь, который также ищет оптимальное значение целевой переменной своей функции через изменение значений своих параметров x_F , сохраняя неизменными значения

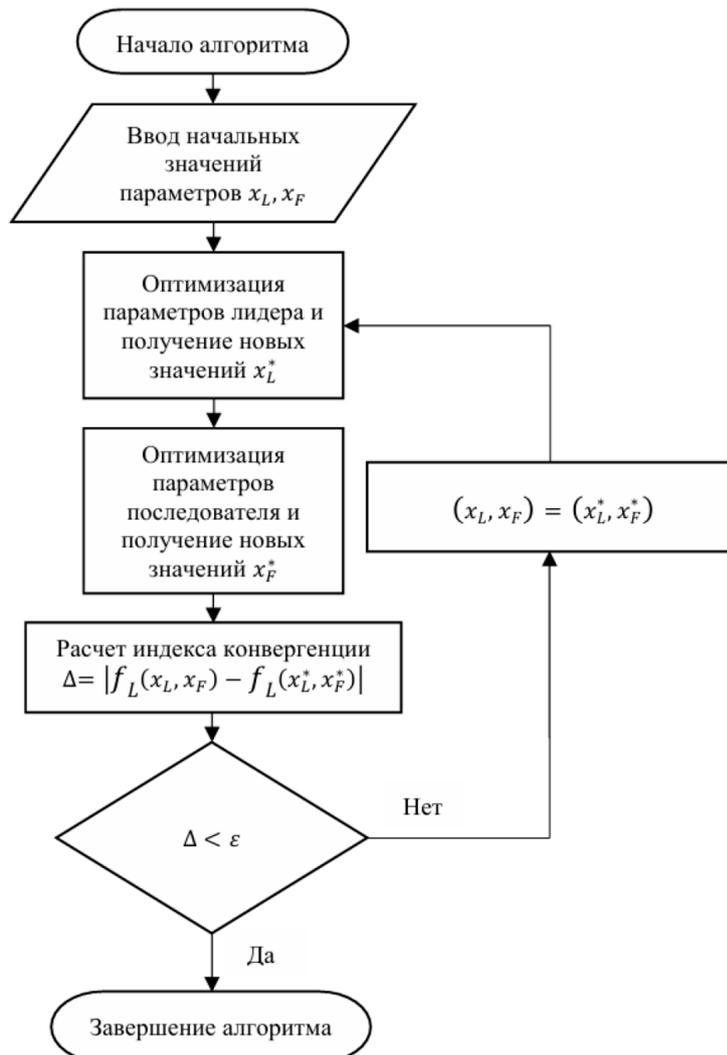


Рисунок 4. Алгоритм оптимизации модели

параметров лидера x_L . Далее цикл повторяется до момента, когда лидер больше не сможет оптимизировать свою целевую переменную, изменяя исключительно значения параметров x_L . Такое состояние называется равновесием Штакельберга.

Б. Алгоритм машинного обучения

Решение задачи оптимизации требует построения математической модели устройства, выражающей магнитную силу от определенных конструктивных параметров. Учитывая сложность выведения аналитической зависимости, воспользуемся алгоритмом машинного обучения.

Существует множество алгоритмов машинного обучения, применяемых для решения широкого спектра задач [16–20], поскольку данный случай состоит в получении сложной нелинейной зависимости от нескольких параметров, воспользуемся моделью, представляющей собой нейронную сеть.

Составленная нейронная сеть включает в себя три полносвязных скрытых слоя с гиперболическим тангенсом в качестве функции активации, для выходного слоя использовалась линейная функция активации (рисунок 5). Количество нейронов выбиралось кратно количеству признаков в следующем порядке: 12 нейронов для первого скрытого слоя, 24 – для второго, и 48 – для третьего.

Уравнение сети можно записать в следующем виде:

$$\hat{y} = \sigma_4 \left(\sum_{l=1}^{48} w_l^{(4)} \sigma_3 \left(\sum_{k=1}^{24} w_{lk}^{(3)} \sigma_2 \left(\sum_{j=1}^{16} w_{kj}^{(2)} \sigma_1 \left(\sum_{i=1}^6 w_{ji}^{(1)} x_i + b_j^{(1)} \right) + b_k^{(2)} \right) + b_l^{(3)} \right) + b^{(4)} \right),$$

где \hat{y} – предсказанное целевое значение, $w^{(n)}$ – веса n -го слоя, $b^{(n)}$ – параметр сдвига n -го слоя, σ_n –

функция активации n -го слоя, x_i – входной параметр.

Для предотвращения переобучения модели использовалась Байесовская регуляризация. Данный метод показал лучшую точность относительно других методов [21], а также продемонстрировал свою эффективность при обучении нейронной сети на ограниченном наборе данных [22]. Суть данного метода состоит в минимизации функции потерь, которая записывается следующим образом:

$$F(w) = \frac{1}{N} \beta \| \mathbf{y} - \hat{\mathbf{y}} \|_2^2 + \alpha \| \mathbf{w} \|_2^2,$$

где \mathbf{y} – вектор истинных значений, $\hat{\mathbf{y}}$ – вектор предсказанных значений, \mathbf{w} – вектор весов, N – количество наблюдений в обучающей выборке, α и β – коэффициенты регуляризации.

Если $\alpha \gg \beta$, то веса модели уменьшаются и модель становится менее точной, при этом повышается ее вариативность, в противоположном случае, когда $\alpha \ll \beta$, точность модели возрастает, но также растет риск переобучения. В процессе обучения алгоритм автоматически подбирает данные коэффициенты, стремясь получить достаточно высокую точность предсказания целевых значений с минимальными рисками переобучения.

Для обновления весов вместо стандартного градиентного спуска с обратным распространением использовался алгоритм Левенберга-Марквардта. Данный алгоритм быстрее градиентного спуска, поскольку включает в себя алгоритм Ньютона-Гаусса, а также хорошо подходит для ограниченного набора обучающей выборки [22]. Обновление весов происходит по следующей формуле:

$$w_{i+1} = w_i - (\mathbf{J}^T \mathbf{J} + \mu \mathbf{I})^{-1} \mathbf{J}^T \mathbf{e},$$

где \mathbf{J} – матрица Якоби, которая состоит из первых производных ошибок нейронной сети по весам, \mathbf{e} –

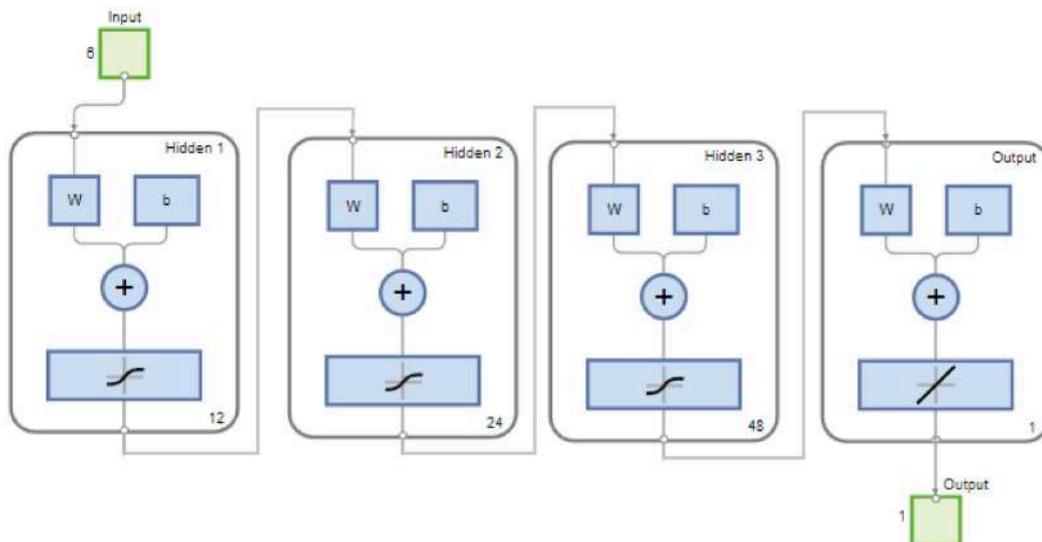


Рисунок 5. Общий вид нейронной сети

вектор ошибки, μ – коэффициент демпфирования Левенберга, I – единичная матрица.

Если после обновления весов возросла ошибка, то алгоритм увеличивает коэффициент демпфирования μ , что делает алгоритм более «градиентным», это приводит к уменьшению шага обновления и, соответственно, росту времени обучения. Если же после обновления весов ошибка стала меньше, то алгоритм уменьшает коэффициент демпфирования μ , вследствие чего алгоритм ведет себя больше как метод Ньютона-Гаусса, что ускоряет время обучения.

Поскольку нейронные сети чувствительны к масштабу данных, предварительно перед обучением проводилась нормализация, суть которой представлена следующим выражением:

$$x_{ni} = \frac{x_i - x_{\min}}{x_{\max} - x_{\min}},$$

где x_{ni} – i -е значение параметра в выборке после нормализации, x_i – i -е значение параметра в вы-

борке, x_{\min} – минимальное значение параметра в выборке, x_{\max} – максимальное значение параметра в выборке.

Для оценки результатов обучения в качестве метрики выбран коэффициент детерминации R^2 , представленный следующим уравнением:

$$R^2 = \frac{\sum_{i=1}^n (\hat{y}_i - \bar{y})^2}{\sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2},$$

где y_i – i -е значение целевой переменной, \hat{y}_i – предсказанное i -е значение целевой переменной, \bar{y} – среднее значение целевой переменной по выборке, n – количество целевых переменных в выборке.

Для обучения модели в ПО MATLAB был составлен алгоритм обучения, представленный на рисунке 6. Генерация выборки, необходимой для обучения и валидации модели, осуществлялась через параметрическую КЭМ, а в целях ав-

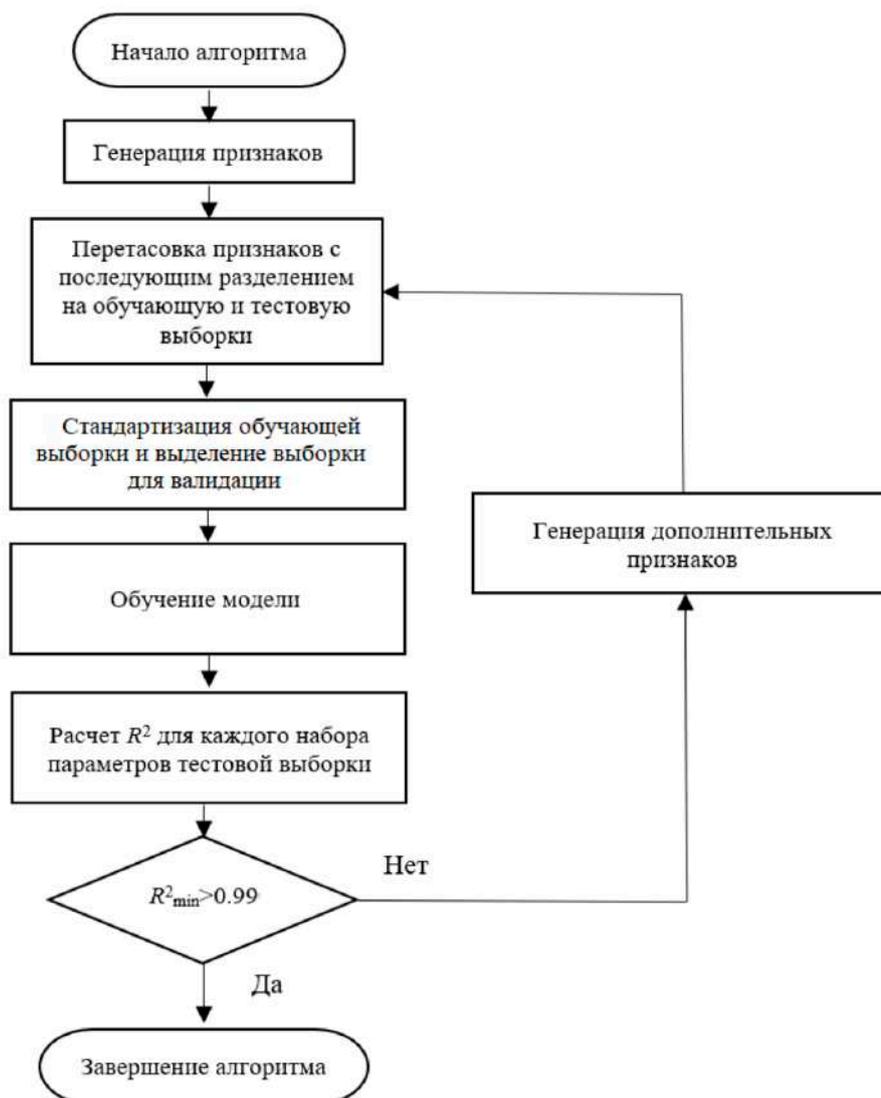


Рисунок 6. Алгоритм обучения нейронной сети

томатизации расчетов был написан соответствующий скрипт, сопряженный с MATLAB.

4. Оптимизация параметров

Учитывая, что наш случай оптимизации состоит в достижении надежности срабатывания, при минимальной массе устройства с удовлетворением требований прочности, в качестве лидера f_L выбрано отношение минимального значения магнитной силы на рабочем участке движения сердечника $F_{m(\min)}$ к массе изделия M , а в качестве последователя f_F коэффициент запаса прочности сердечника η .

$$f_L = \frac{F_{m(\min)}}{M}; \quad f_F = \eta.$$

Стратегия игроков состоит в том, что лидер стремится максимизировать свою целевую переменную, в то время как последователь, в целях избежания избытка прочности и обеспечения надежности, минимизировать с выполнением условия, что $\eta \geq 3, n_1 \geq 3, n_2 \geq 2$. Коэффициенты n_1 и n_2 представляют собой следующее:

$$n_1 = \frac{F_{m0}}{F_c}; \quad n_2 = \frac{F_{m(\min)}}{F_c},$$

где F_c – сила сопротивления срабатыванию; F_{m0} – магнитная сила в начальный момент времени.

Таким образом, оптимизационная модель имеет следующий вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \max \frac{F_{m(\min)}}{M}(D_1, D_2, l_1, l_2, b, z), \min \eta(D_1, D_2, l_2); \\ \eta \geq 3, n_1 \geq 3, n_2 \geq 2; \\ D_1, D_2, l_1, l_2, b \in R \end{array} \right.$$

Для вывода зависимости магнитной характеристики F_m от параметров l_1, l_2, D_1, D_2, b, z была построена регрессионная модель согласно алгоритму, приведенному на рисунке 6. Генерация значений параметров происходила в пределах, указанных в таблице 2.

В первой итерации генерировалось 50 комбинаций значений параметров, к которым в последующих итерациях прибавлялось по 50 комбинаций.

В ходе расчета было просчитано 5 итераций и сгенерировано в общем 250 комбинаций значений параметров. На рисунке 7 приведено минимальное значение коэффициента детерминации R^2_{\min} для отдельного набора параметров тестовой выборки в каждой итерации.

Таблица 2

Диапазон генерируемых значений параметров

Параметр	l_1 , мм	l_2 , мм	D_1 , мм	D_2 , мм	b , мм
Нижняя граница	0	5	0	4	1
Верхняя граница	6	12	11	12	6

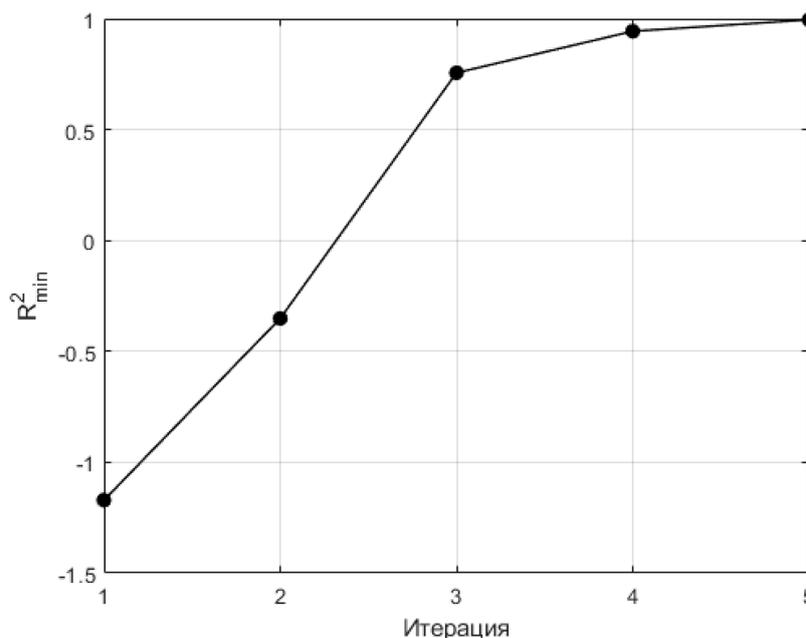


Рисунок 7. Минимальное значение коэффициента детерминации для отдельного набора параметров тестовой выборки в каждой итерации

Для проверки точности модели было дополнительно сгенерировано 50 комбинаций параметров и проведен расчет коэффициента детерминации, результаты продемонстрированы на рисунке 8. По результатам расчета минимальное значение коэффициента R^2_{\min} составило не менее 0.90, что говорит о получении модели высокой точности.

После получения полиномиальной регрессии была проведена оптимизация по алгоритму, приведенному на рисунке 5. Оптимизируемые параметры были поделены на следующие группы $x_L \{l_1, D_2, b\}$, $x_F \{l_2, D_1\}$. Оптимизация проводилась в диапазоне значений согласно таблице 3.

Для оптимизации параметров потребовалось 5 итераций. Оптимизированные параметры приведены в таблице 4. На рисунках 9 и 10 представлены результаты оптимизации.

Согласно таблице 4 оптимизация позволила значительно увеличить минимальную магнитную силу на рабочем участке при увеличении массы в 1.16 раза.

5. Построение математической модели устройства

Снова запишем уравнение движения подвижного элемента устройства:

$$ma = F_m - F_b - F_f - F_s.$$

Расписав члены уравнения, получим следующую функцию

$$ma = \frac{I^2 N^2}{2} \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{1}{R_m} \right) - \int_V \sigma(\mathbf{v} \times \mathbf{B}) dV - k_s x^* + k_f R,$$

Таблица 3

Диапазон оптимизируемых значений параметров

Параметр	l_1 , мм	l_2 , мм	D_1 , мм	D_2 , мм	b , мм
Нижняя граница	0	5	0	4	1
Верхняя граница	6	12	11	12	6

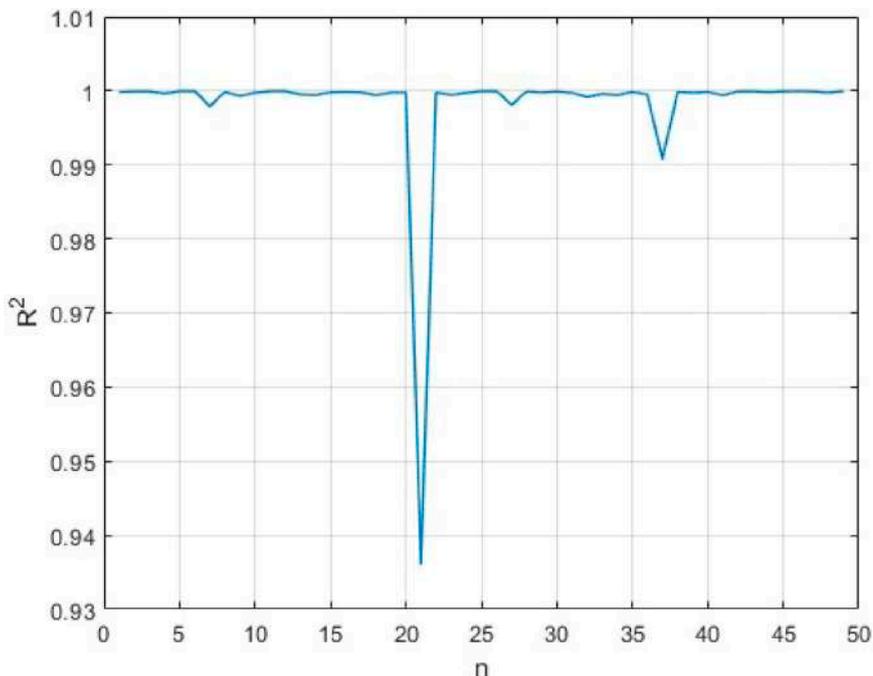


Рисунок 8. Значения коэффициента детерминации для каждой комбинации значений параметров дополнительных данных

Таблица 4

Результаты оптимизации

Переменные	l_1 , мм	l_2 , мм	D_1 , мм	D_2 , мм	b , мм	$F_{m(\min)}$, Н	M , г
Начальные значения	0	8	0	5,5	3	0,0056	87.7
Оптимизированные	4	10	4.6	9.8	1.3	12,745	101.9

где \mathbf{v} – вектор скорости подвижного элемента, \mathbf{B} – вектор магнитной индукции, k_s – коэффициент упругости пружины, x^* – изменение длины пружины, k_f – коэффициент трения, R – реакция опор в системе под нагружением.

Учитывая сложное, нелинейное поведение первых двух компонент правой части уравнения, для их расчёта воспользуемся КЭМ и методами прикладной математики.

Проведя соответствующие расчеты, запишем уравнение движения в полном виде:

$$\ddot{x} = \left(\frac{N^2 I^2}{2} \sum_{i=1}^{26} \sum_{j=1}^6 \lambda_{ij} \delta^{6-j} x^{26-i} - N^2 I^2 \sum_{i=1}^{12} \sum_{j=5}^5 \sum_{k=1}^{15} \gamma_{ijk} \dot{x}^{15-k} \delta^{5-j} x^{15-i} - k_s (x_0^* - x) - k_f R \right) \frac{1}{m},$$

где λ_{ij} и γ_{ijk} – расчетные коэффициенты, x_0^* – изменение длины пружины в начальный момент времени, P – нагрузка на сердечник.

198

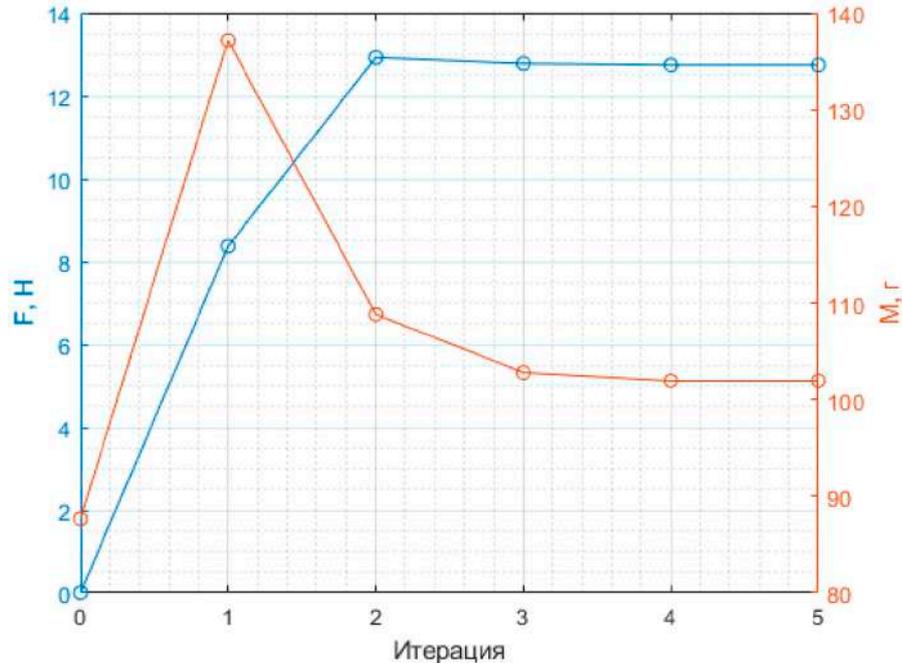


Рисунок 9. Значение массы и минимальной стягивающей силы на каждой итерации оптимизации

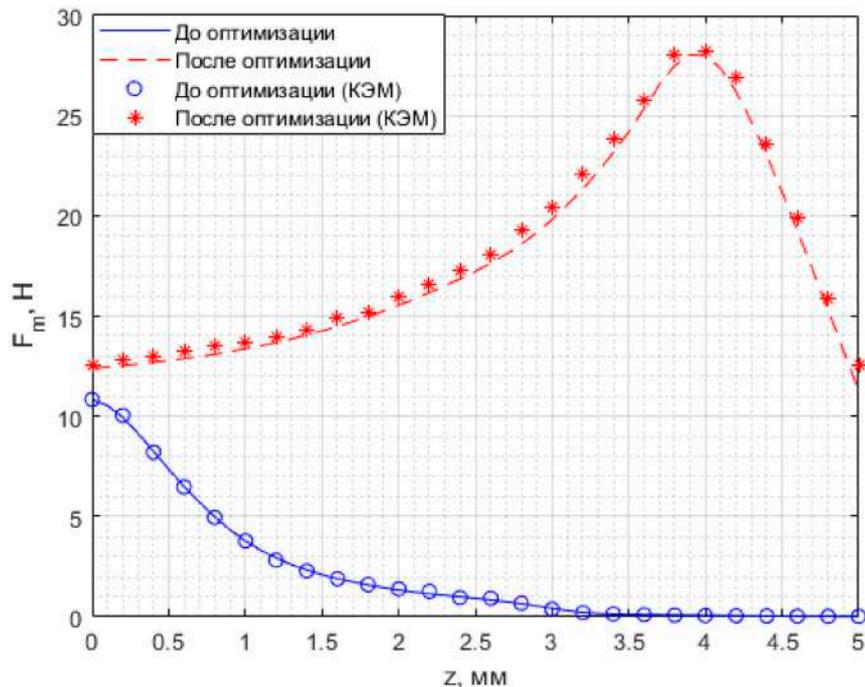


Рисунок 10. Сравнение магнитной силы F_m до и после оптимизации для КЭМ и полученной модели

Для простоты записи заменим члены уравнения:

$$\ddot{x} = \left(\frac{N^2 I^2}{2} f_1 - N^2 I^2 f_2 - k_s x^* - k_f R \right) \frac{1}{m}.$$

Теперь зададим начальные условия:

$$x_0 = 0; \dot{x}_0 = 0.$$

Также, исходя из условия, что нагрузка действует только первые 5 мм хода, запишем условие для силы трения:

$$x > 0.005 \longrightarrow R = 0.$$

Для решения полученного уравнения воспользуемся ПО MATLAB Simulink, на рисунке 11 представлена блок-схема устройства.

Приняв $k_s = 340$, $k_f = 0.01$, $x_0^* = 0.003$ мм, была приведена симуляция при разных значениях толщины токопроводящей оболочки сердечника

ка δ с учетом индуцированных токов и без них. Результаты симуляции приведены на рисунке 12.

При рассмотрении результатов симуляции становится видно, что наличие токопроводящей оболочки с индуцированными токами способствует значительному снижению ударной нагрузки при незначительном увеличении времени срабатывания.

Проделанные расчеты демонстрируют возможность разработки электромагнитного инициирующего устройства с высокой скоростью срабатывания и низким ударным воздействием.

Заключение

В данной работе были определены основные геометрические параметры магнитного инициирующего устройства с низким ударным воздействием, а также была построена математическая модель данного устройства с применением МКЭ

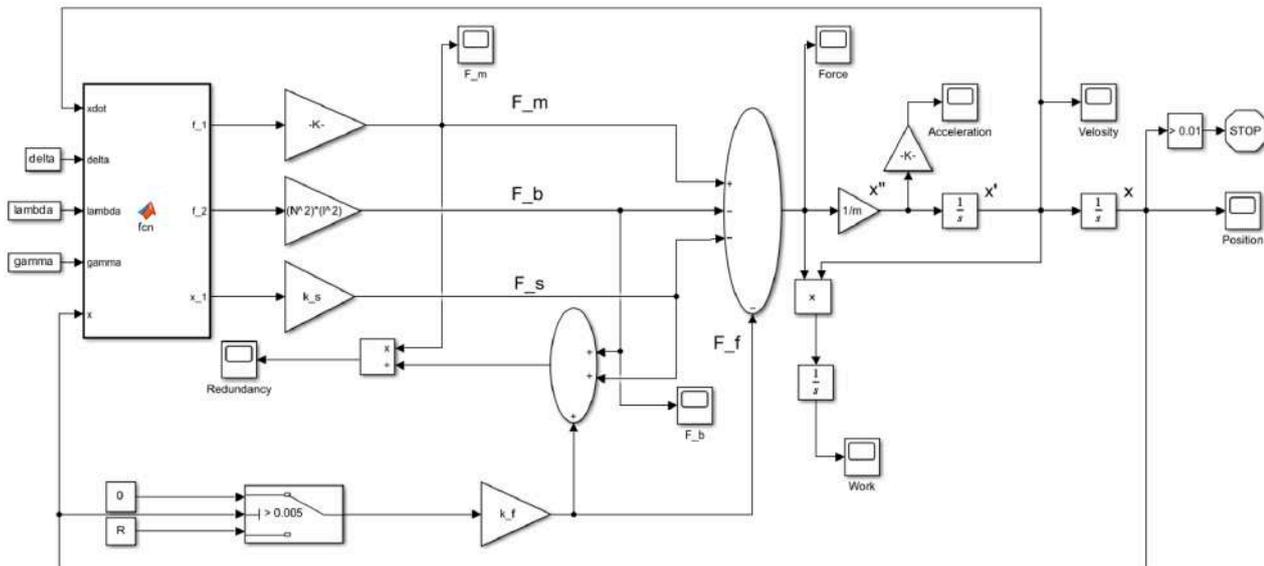


Рисунок 11. Блок-схема устройства

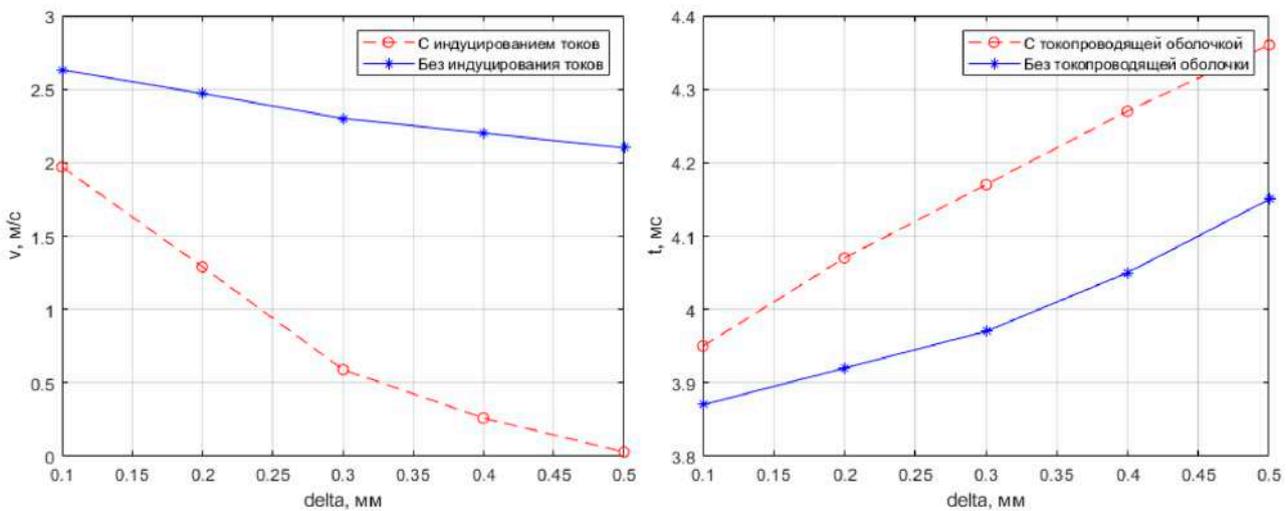


Рисунок 12. Скорость сердечника в конечном положении и время срабатывания зависимости от толщины токопроводящей оболочки сердечника

и алгоритма машинного обучения. Данная модель выражает магнитную силу F_m от основных конструктивных параметров, что позволило провести оптимизацию, минуя вывод аналитической формулы данной характеристики. В качестве алгоритма оптимизации применялся алгоритм, реализующий игру Штакельберга из теории игр. Данный алгоритм подходит для выполнения многоцелевой оптимизации, и его эффективность подтверждается результатами оптимизации, где оптимизирован-

ные значения параметров позволили значительно увеличить магнитную силу при увеличении массы в 1.16 раза.

Затем было составлено уравнение движения устройства и проведена симуляция, которая показала высокую скорость срабатывания устройства (до 4.5 мс) и низкое ударное воздействие. Данные результаты позволяют перейти к следующему этапу проработки изделия с последующим изготовлением опытного образца.

Список литературы

- [1] Кузнецов А. Д., Волков М. В., Юдина З. А. Механизм удержания элементов конструкции космического аппарата с пониженным ударным воздействием // Международная молодежная научная конференция «XIV Королевские чтения». 2017. Т. 1. С. 30–34.
- [2] Honghao Yue, Yifei Yang, Yifan Lu, Fei Yang, Jun Wu, Qi Ruan, Zongquan Deng. Research progress of space non-pyrotechnic low-shock connection and separation technology +(SNLT): A reviews // Chinese Journal of Aeronautics. 2022. vol. 35. pp. 113–154. doi: 10.1016/j.cja.2021.07.001.
- [3] Герус А. А. Способ обеспечения электрических характеристик иницирующих устройств // Международная научно-практическая конференция «Решетневские чтения». 2017. Т. 1. С. 108–110.
- [4] Волков М. В. Модернизация электромеханического спускового устройства: описание конструкции и отработка // Космические аппараты и технологии. 2021. Т. 5. № 3. С. 137–145. doi: 10.26732/j.st.2021.3.02.
- [5] Volkov M. V., Pushko S. V., Rozhko A. A., Nadein I. O., Rozhko O. F. Research on Partial Reduction of Non-Essential Capabilities of Initiating Devices for Complex Mechanical Equipment Systems // Global Journal of Researches in Engineering: A Mechanical and Mechanics Engineering. 2023. vol. 23. pp. 27–35. doi: 10.34257/GJREAVOL23IS4PG27.
- [6] Zhang H. Y., Chen Z. Q., Hua X. G., Huang Z. W., Niu H. W. Design and dynamic characterization of a large-scale eddy current damper with enhanced performance for vibration control // Mechanical System and Signal Processing. 2020. vol. 145, 24 p. doi: 10.1016/j.ymssp.2020.106879.
- [7] Ran Zhang, Xu Wang and Sabu John. A Comprehensive Review of the Techniques on Regenerative Shock Absorber Systems // Energies. 2018. vol. 11. no. 5. doi: 10.3390/en11051167.
- [8] Jamolov U., Maizza G. Integral Methodology for the Multiphysics Design of An Automotive Eddy Current Damper // Energies. 2022. vol. 15. no. 3. doi: 10.3390/en15031147.
- [9] Xie X., Sun Q., and Yang G. Design and dynamic characteristics of a double-layer permanent magnet buffer under intensive impact load // Journal of Sound and Vibration. 2021. vol. 506. doi: 10.1016/j.jsv.2021.116158.
- [10] Waloyo H. T., Ubaidillah, Tjahjana D. D. D. P., Nizam M., Koga T. Mini review on the design of axial type eddy current braking technology // International Journal of Power Electronics and Drive System (IJPEDS). 2019. vol. 10. pp. 2198–2205. doi: 10.11591/ijpeds.v10.i4.2198–2205.
- [11] Шарифуллин И. А., Носко А. Л., Сафронов Е. В. Сравнительный анализ расчетных и экспериментальных исследований скорости движения паллеты по тормозному ролику магнитного типа // Вестник СибАДИ. 2021. Т. 18. № 2. С. 148–159. doi: 10.26518/2071–7296–2021–18–2–148–159.
- [12] Широков А. А., Дежин Д. С., Здорова М. В. Разработка электромагнитного тормоза для стабилизации частоты вращения аварийной авиационной ветроэлектрической установки // Электричество. 2020. № 8. С. 37–43. doi: 10.24160/00135380202083743.
- [13] Wang J. F., Periaux J. Multi-point optimization using GAs and Nash/Stackelberg games for high lift multi-airfoil design in aerodynamics // In 2001 Congress on Evolutionary Computation. 2023. vol. 1. doi: 10.1109/cec.2001.934440.
- [14] Wang J. et al. Single/two-objective aerodynamic shape optimization by a Stackelberg/adjoint method // Engineering Optimization. 2020. vol. 52. no. 5. pp. 753–776. doi: 10.1080/0305215X.2019.1618287.
- [15] Yumeng Fan, Guolai Yang, Quanzhao Sun. Analytical modelling of cylindrical eddy current brakes and multi-objective optimization based on game theory // Journal of Vibroengineering. 2024. vol. 26. pp. 1263–1283.
- [16] Дорошев А. С., Шеломанов Д. А. Методика подбора гиперпараметров нейросетевой модели в задачах оптической навигации // Труды МАИ. 2025. № 142. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=185106>.
- [17] Акалу Й. А., Ван Ч., Еленев Д. В., Лу Х. Применение нейронных сетей для анализа движения космической тросовой системы // Труды МАИ. 2025. № 142. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=185113>.
- [18] Тонких А. Н. Применение нейросетевых технологий для распознавания распределенных объектов на радиолокационных изображениях // Труды МАИ. 2025. № 141. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=184504>.

- [19] Митькин М. А., Гаврилов К. Ю. Применение искусственных нейронных сетей для восстановления объектов на радиолокационных изображениях // Труды МАИ. 2025. № 141. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=184505>.
- [20] Ассад А., Сериков С. А. Применение рекуррентных нейронных сетей для повышения точности навигационных систем подвижных объектов // Труды МАИ. 2025. № 141. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=184508>.
- [21] Kayri M. Predictive abilities of Bayesian regularization and levenberg-marquardt algorithms in artificial neural networks: a comparative empirical study on social data // Math Comput Appl, 2016, 21. URL: <https://doi.org/10.3390/mca2102020>.
- [22] Troiano M., Nobile E., Mangini F. et al. A Comparative Analysis of the Bayesian Regularization and Levenberg-Marquardt Training Algorithms in Neural Networks for Small Datasets: A Metrics Prediction of Neolithic Laminar Artefacts // Information. 2024. vol. 15. no. 5. pp. 1–25. doi: 10.3390/info15050270.

MATHEMATICAL MODELING AND OPTIMIZATION OF THE MAGNETIC CHARACTERISTIC OF THE SPACECRAFT ACTUATOR DEVICE

P. N. Maksimov^{1, 2}, F. K. Sinkovsky¹, V. N. Maksimov^{1, 2}

¹JSC «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems»
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

²Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
Krasnoyarsk, Russian Federation

This paper considers the urgent problem of developing modern initiating devices for space technology that provide high reliability with minimal impact. The research is aimed at creating an electromagnetic initiating device capable of replacing traditional pyrotechnic systems, which have a number of significant disadvantages, such as high shock loads, one-time use, and the complexity of ground-based mining. The main purpose of the work is to develop the design of an electromagnetic control unit with optimal weight and size characteristics, ensuring a high response rate with minimal impact. The article discusses in detail the principle of operation of the device based on the interaction of the solenoid with the conductive shell of the core, where the braking effect is achieved by generating eddy currents. This principle makes it possible to significantly reduce shock loads compared to traditional solutions. Special attention in the study is paid to the methodology of parametric analysis and optimization of the structure. The application of the finite element method in the ANSYS Maxwell software package made it possible to identify the key design parameters that have the greatest impact on the device's performance. To build an accurate mathematical model, a machine learning algorithm based on polynomial regression with regularization was used, which provided high prediction accuracy. An important part of the study was the multi-purpose optimization of the design using the game theory algorithm. This approach made it possible to effectively solve the problem of simultaneously increasing the useful operation of the actuator with a minimal increase in the mass of the device. The optimization results are confirmed by complex simulation of the device dynamics in the MATLAB Simulink environment. The calculations and simulations performed demonstrated the appropriate operational characteristics of the developed device. The results obtained are of practical importance for the space industry, opening up opportunities for replacing traditional pyrotechnic systems with more reliable and safe electromagnetic analogues.

Keywords: approximation, optimization, mathematical modeling, actuator device, trigger device, space technique.

Submitted: 19.11.2025. Accepted: 28.11.2025.

References

- [1] Kuznetsov A. D., Volkov M. V., Yudina Z. A. Mekhanizm uderzhaniya elementov konstrukcii kosmicheskogo apparata s ponizhennym udarnym vozdeystviem [Mechanism for holding spacecraft structural elements with reduced impact] // *Mezhdunarodnaya molodezhnaya nauchnaya konferentsiya «XIV Korolevskie chteniya»*, 2017, vol. 1, pp. 30–34.
- [2] Honghao Yue, Yifei Yang, Yifan Lu, Fei Yang, Jun Wu, Qi Ruan, Zongquan Deng. Research progress of space non-pyrotechnic low-shock connection and separation technology (SNLT): A reviews. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, vol. 35, pp. 113–154. doi: 10.1016/j.cja.2021.07.001
- [3] Gerus A. A. Sposob obespecheniya elektricheskikh harakteristik iniciiruyushchih ustrojstv [Method for ensuring electrical characteristics of initiating devices] // *Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii «Reshetnevskie chteniya»*, 2017, vol. 1, pp. 108–110.
- [4] Volkov M. V. Modernization of the electromechanical equipment the trigger device: description of the design and testing // *Spacecrafts & Technologies*, 2021, vol. 5, no. 3, pp. 137–145. doi: 10.26732/j.st.2021.3.02
- [5] Volkov M. V., Pushko S. V., Rozhko A. A., Nadein I. O & Rozhko O. F. Research on Partial Reduction of Non-Essential Capabilities of Initiating Devices for Complex Mechanical Equipment Systems // *Global Journal of Researches in Engineering: A Mechanical and Mechanics Engineering*, 2023. vol. 23, pp. 27–35. doi: 10.34257/GJREAVOL23IS4PG27.
- [6] Zhang H. Y., Chen Z. Q., Hua X. G., Huang Z. W., Niu H. W. Design and dynamic characterization of a large-scale eddy current damper with enhanced performance for vibration control // *Mechanical System and Signal Processing*, 2020, vol. 145, 24 p. doi: 10.1016/j.ymssp.2020.106879.
- [7] Ran Zhang, Xu Wang and Sabu John. A Comprehensive Review of the Techniques on Regenerative Shock Absorber Systems // *Energies*, 2018, vol. 11, no. 5. doi:10.3390/en11051167.
- [8] Jamolov U., Maizza G. Integral Methodology for the Multiphysics Design of An Automotive Eddy Current Damper // *Energies*, 2022, vol. 15, no. 3. doi:10.3390/en15031147.
- [9] Xie X., Sun Q., Yang G. Design and dynamic characteristics of a double-layer permanent magnet buffer under intensive impact load // *Journal of Sound and Vibration*, 2021, vol. 506. doi: 10.1016/j.jsv.2021.116158.
- [10] Waloyo H. T., Ubaidillah, Tjahjana D. D. D. P., Nizam M., Koga T. Mini review on the design of axial type eddy current braking technology // *International Journal of Power Electronics and Drive System (IJPEDS)*, 2019, vol. 10, pp. 2198–2205. doi: 10.11591/ijpeds.v10.i4.2198–2205.
- [11] Sharifullin I. A., Nosko A. L., Safronov E. V. Cravnitel'nyj analiz raschetnyh i eksperimental'nyh issledovaniy skorosti dvizheniya palletoy po tormoznomu roliku magnitnogo tipa [Comparative analysis of calculated and experimental studies of the speed of movement of a pallet on a magnetic brake roller] // *Vestnik SibADI*, 2021, vol. 18, no. 2, pp. 148–159. doi: 10.26518/2071–7296–2021–18–2–148–159.
- [12] Shirokov A. A., Dezhin D. S., Zdorova M. V. Razrabotka elektromagnitnogo tormoza dlya stabilizatsii chastoty vrashcheniya avarijnoj aviacionnoj vetroelektricheskoy ustanovki [Development of an electromagnetic brake to stabilize the rotation speed of an emergency aircraft wind turbine] // *Elektrichestvo*, 2020, no. 8, pp. 37–43. doi:10.24160/00135380202083743.
- [13] Wang J. F., Periaux J. Multi-point optimization using GAs and Nash/Stackelberg games for high lift multi-airfoil design in aerodynamics // *In 2001 Congress on Evolutionary Computation*, 2023, vol. 1. doi: 10.1109/cec.2001.934440.
- [14] Wang J. et al. Single/two-objective aerodynamic shape optimization by a Stackelberg/adjoint method // *Engineering Optimization*, 2020, vol. 52, no. 5, pp. 753–776. doi: 10.1080/0305215X.2019.1618287.
- [15] Yumeng Fan, Guolai Yang, Quanzhao Sun. Analytical modelling of cylindrical eddy current brakes and multi-objective optimization based on game theory // *Journal of Vibroengineering*, 2024, vol. 26, pp. 1263–1283.
- [16] Doroshev A. S., Shelomanov D. A. A technique for selecting hyperparameters of a neural network model in optical navigation problems // *Trudy MAI*, 2025, no. 142. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=185106>.
- [17] Akalu Y. A., Wang Ch., Elenov D. V., Lu H. Application of neural networks to analyze the motion of the space cable system // *Trudy MAI*, 2025, no. 142. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=185113>.
- [18] Tonkikh A. N. Application of neural network technologies for recognition of distributed objects in radar images // *Trudy MAI*, 2025, no. 141, URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=184504>.

- [19] Mitkin M. A., Gavrilov K. Yu. The use of artificial neural networks to reconstruct objects in radar images // *Trudy MAI*, 2025, no. 141. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=184505>.
- [20] Assad A., Serikov S. A. Application of recurrent neural networks to improve the accuracy of navigation systems of mobile objects // *Trudy MAI*, 2025, no. 141. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=184508>.
- [21] Kayri M. Predictive abilities of Bayesian regularization and levenberg-marquardt algorithms in artificial neural networks: a comparative empirical study on social data // *Math Comput Appl.*, 2016. URL: <https://doi.org/10.3390/mca21020020>.
- [22] Troiano M., Nobile E., Mangini F. et al. A Comparative Analysis of the Bayesian Regularization and Levenberg–Marquardt Training Algorithms in Neural Networks for Small Datasets: A Metrics Prediction of Neolithic Laminar Artefacts // *Information*, 2024, vol. 15, no. 5, pp. 1–25. doi: 10.3390/info15050270.

Сведения об авторах

Максимов Павел Николаевич – инженер АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва», аспирант Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва.

Синьковский Федор Константинович – кандидат технических наук, директор отраслевого центра крупногабаритных трансформируемых механических систем, заместитель генерального конструктора по механическим системам АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва.

Максимов Валентин Николаевич – инженер АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва», аспирант Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва.

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ CUBESAT: ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ОРБИТЫ

О. Я. Яковлев✉, Д. В. Малыгин

ООО «Астрономикон»

г. Санкт-Петербург, Российская Федерация

Почти 15 % всех выведенных космических аппаратов в космическое пространство за последние 25 лет относятся к формату CubeSat. В процессе проектирования будущих миссий космических аппаратов этого класса с целью проведения обзора существующих миссий и использования связанных с ними данных полезна база данных, с помощью которой можно удобно получать информацию из одного информационного источника. В работе представлена новая русскоязычная открытая база данных космических аппаратов CubeSat, которая содержит в себе информацию об их основных характеристиках, запусках, а также актуальные и исторические орбитальные параметры. Представлена классификация по семействам, конструкции и назначению аппаратов. В работе используются актуальные на осень 2025 года данные о 2783 космических аппаратах CubeSat, которые в соответствии с введенной классификацией были разделены на 896 семейств, 129 моделей и 6 классов функций, 5 областей применения. Описываются возможные способы выведения в космическое пространство, которые разделены на две группы (с борта МКС или с другого технического устройства). Определены наиболее распространенные классы орбит (солнечно-синхронные орбиты и орбиты с наклоном МКС).

Ключевые слова: CubeSat, наноспутник, сверхмалый космический аппарат, низкая околоземная орбита, база данных.

Поступила в редакцию: 14.11.2025. Принята к печати: 28.11.2025.

Введение

Более 2700 космических аппаратов класса CubeSat выведено в космическое пространство на околоземные орбиты, а также более десятка в составе межпланетных миссий на гелиоцентрические орбиты, к Марсу, Луне и астероиду. С начала существования этого формата расширилась и область их применения: от образовательных проектов до полноценных коммерческих и научных миссий.

Стандарт CubeSat определяет требования и ограничения к космическому аппарату (КА), его испытаниям и интеграции с пусковым контейнером, которые представлены в спецификации [1]. В первую очередь ограничения касаются формы корпуса (параллелепипед, размеры сторон которого кратны ≈ 10 см) и устанавливают соответствие между его размером и массой всего КА. Выполнение требований и рекомендаций спецификации упрощает процесс интеграции с ракетой-носителем (РН) и вследствие этого процесс запуска. При этом часть

этих требований может быть слабее или, наоборот, строже требований поставщика пусковых услуг, которые являются приоритетными.

Как правило, внутреннее устройство кубсатов – КА, выполненных в формате CubeSat, формируется на основе открытой архитектуры, характерной для спутниковых платформ. Она заключается в формализации требований к информационным, механическим и электрическим интерфейсам, системе энергетического обеспечения, а также во введении функционально обособленных пространств внутри аппарата (служебные системы, полезная нагрузка), каждое из которых имеет определённый форм-фактор. Механические и электрические интерфейсы характеризуются:

1) наличием крепёжных отверстий для монтажа к корпусу КА – стандартизируются шаг, диаметр отверстий;

2) наличием общего коммуникационного разъёма – стандартизируются типоразмеры, распайка (электропитание, шина данных);

3) возможностью оперативной сборки и/или перекомпоновки аппарата в зависимости от решаемой задачи.

✉ уко-в@ya.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2025

С ростом количества аппаратов этого класса возрастает и потребность в систематизации данных о них, которые можно использовать при проектировании, проведении статистических исследований или для других целей. Наиболее полными и актуальными базами данных (БД) CubeSat являются Nanosats Database [2] и Gunter's Space Page [3]. В них содержится основная информация по состоявшимся, планируемым и отмененным миссиям.

Основным недостатком перечисленных БД является отсутствие в них актуальных и исторических параметров орбит. Эти данные для всех КА в формате TLE публикуются на ресурсе Space-track [4] за весь срок баллистического существования, а также вместе с информацией о космических запусках в виде последних доступных кеплеровских параметров орбит в источнике Celestrack [5]. Но в этих БД отсутствует возможность выделить отдельно кубсаты.

Таким образом, хотя в открытом доступе существует достаточно полная информация по миссиям CubeSat, представленная в перечисленных выше четырех БД, но ни одной из них не достаточно для проведения исследований характеристик кубсатов и их орбитальных параметров одновременно. Кроме того, данные из разных БД согласованы частично, а классификация не всегда строго формализована, что затрудняет анализ информации.

Для решения этих проблем нами разработана новая база данных. В ней содержится информация только о КА класса CubeSat, запуск которых состоялся, а также об их миссиях и орбитах. Описанию этой БД и разработанной классификации кубсатов посвящена настоящая работа.

Содержание и ключевые моменты разработки БД даны в разделе 1. В разделе 2 описываются основные особенности классификаций, которые представлены в следующих разделах: по семействам, конструкции и назначению КА (раздел 3), по способам выведения (раздел 4) и по параметрам рабочих орбит (раздел 5). В настоящей работе используются данные, актуальные на 01.09.2025. Равнозначно применяются понятия «КА CubeSat», «кубсат», «сверхмалый космический аппарат» (СМКА) и «наноспутник».

1. Данные

Разработанная БД основывалась на двух других открытых БД. Первая (Nanosats Database) посвящена всем наноспутникам независимо от форм-фактора, а также кубсатам объемом до 27U (массой до 40 кг) [2]. Во второй (Gunter's Space Page) содержится информация о КА всех классов, а также о запусках, ракетах-носителях, разгонных блоках и космодромах [3]. Они содержат идентификационную информацию (названия

КА, его номера в каталогах NORAD и COSPAR), аффилиации (страны, организации), формат (объем в юнитах U) и массу, его состав, описание миссии и устройства, некоторые орбитальные параметры, информацию о запуске (дата, место пуска, средства выведения), а также другие параметры.

Эти БД являются опорными, на их основе составлен список, в который вошли как запущенные (успешно или нет) СМКА, так и те, запуск которых был отменен или еще не произошел. С помощью программного скрипта (Python) с этих ресурсов была собрана основная информация о 4043 и 3279 таких аппаратах соответственно (в том числе некоторые КА других классов, связанные с кубсатами).

Путем сопоставления по дате запуска и названию СМКА установлено соответствие между опорными БД, в результате чего была получена единая таблица со всеми кубсатами и информацией о них. Далее таким же образом эта таблица была соединена с таблицами Spacetrack SatCat [5] и McDowell Launch Log [6], содержащими информацию обо всех космических запусках и КА в их составе. В результате чего были определены все запуски, в составе которых имелись кубсаты, а также получено соответствие между названиями СМКА и их уникальными номерами COSPAR ID и NORAD ID.

Полученная таблица содержала информацию о 2783 запущенных кубсатах. По каждому полю проводилась проверка данных с уточнением (в случае необходимости) по другим источникам, связанным с миссиями, организациями и программами (например, [7, 8]).

Для 2558 СМКА получилось определить идентификационный номер NORAD ID. По этим номерам с помощью ресурса Space-track [6] по API (Python) были загружены наборы данных TLE за промежуток времени наблюдения за ними службой NORAD (до окончания времени существования или до выгрузки данных). На основании этих данных были определены фактические орбитальные параметры за указанный срок, в том числе эксцентриситет, наклонение, большая полуось, период орбиты.

В результате нормализации БД были составлены 26 таблиц. Основная таблица «Космические аппараты» связана с таблицей, содержащей исторические орбитальные данные, и со всеми остальными, которые можно разделить на следующие группы: связанные с запуском («Запуски», «Ракеты-носители», «Космодромы»), со способом выведения («Пусковые устройства», «Попутный запуск», «Носитель», «Связь с МКС»), с классификациями по семействам, назначению и конструкции; а также вспомогательные таблицы.

Дальнейшее пополнение БД предполагается в ручном режиме на основании описанных выше

и других источников. Пополнение орбитальных параметров осуществляется регулярно автоматически раз в неделю. БД управляется с помощью системы MySQL, открытый доступ осуществляется через сайт [9].

2. Особенности классификации

С целью систематизации имеющихся данных была разработана система классификаций кубсатов по семействам, конструкции и назначению. Такая классификация позволяет структурированно описать их на разных этапах жизненного цикла и группировать их и связанные с ними объекты и события (запуски, РН, космодромы, орбиты и др.) по разным признакам, анализировать связь между ними, проводить статистические исследования. При этом учитываются следующие особенности, характерные для миссий наноспутников.

Зачастую одна организация (разработчик) разрабатывает множество одинаковых кубсатов с одним назначением. Распределение по какому-либо параметру, полученное с учетом всех таких экземпляров, может исказить представление об этом параметре. Например, если рассматривать отдельно все экземпляры, то получается, что в формате 3U выполнено в 4 раза больше, чем в 1U (около 52 % и 13 % соответственно). Однако если сгруппировать их по семействам, в которых все наноспутники мало отличаются друг от друга и выполняют одинаковые функции (обычно имеют одно название с разным номером), то значения уже будут отличаться только в 1.6 раза (37 % и 23 %). Это в основном связано с тем, что среди всех выведенных кубсатов почти четверть составляет семейство Flock формата 3U.

Результаты функционирования КА могут использоваться для решения задач из разных сфер деятельности человека. Например, один и тот же спутник дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) может использоваться одновременно для мониторинга пожаров с целью решения задач по обеспечению безопасности и для наблюдения за облачным покровом Земли с целью решения научных задач, а также может применяться в военных целях. Исходя из этого, предлагается отдельно рассматривать СМКА от миссий, в которых они участвуют.

Аналогичным образом часто используемые в опорных БД такие понятия, как «испытательный», «технологический», «образовательный», «коммерческий», при описании назначения наноспутника не раскрывают его целевого назначения и сути миссии. Благодаря разработке и эксплуатации могут достигаться образовательные цели, а результаты работы могут приносить или нет прибыль разработчику, но это не отражается на работе самого спутника. Поэтому далее миссия

характеризуется областью применения и отдельно эффектом, который оказывает она в результате проведения миссии. Независимо от этого различные кубсаты (чаще всего одного семейства) могут использоваться на разных этапах в рамках одной миссии: для испытаний или для непосредственно выполнения целевой задачи.

На основании описанных особенностей СМКА независимо классифицируются по целевой функции, которую они выполняют, и по конструкции; миссии – по области применения и по эффекту. При этом миссия может разделяться на этапы (испытательный, целевой).

Под назначением далее подразумевается сочетание функций кубсата и его области применения. Такой подход позволяет явно отделить действия, связанные напрямую с полезной нагрузкой, от области деятельности, которая связана с результатом работы СМКА и конкретной миссией, в отличие от общепринятого использования понятия назначения аппарата (например, в классификации в [10, 11]), в котором смешиваются эти категории.

3. Космические аппараты

3.1. Семейства

Используются следующие категории для характеристики СМКА: модель, серия, партия, семейство. К одной модели относятся все спутники, которые имеют одинаковый формат конструкции (учитываются объем и форма корпуса, а также конфигурация солнечных панелей в раскрытом состоянии). Подмножество одной модели, состоящее из одинаковых по составу изделий (копии друг друга), относится к одной серии. Подмножество одной серии может быть выведено в космос в ходе одного запуска, в таком случае все они относятся к одной партии. Множества КА для одной миссии объединяются в семейства. Обычно все экземпляры одного семейства имеют названия, состоящие из названия самого семейства и номера или названия модели, серии и партии, если такое деление существует. В некоторых случаях названия отличаются полностью.

База данных содержит информацию о 2783 СМКА CubeSat, которые были разделены на 896 семейств (рисунок 1). Эти семейства можно объединить в 4 соразмерные части: 600 из них содержат в составе один КА ($N = 1$); наиболее многочисленное семейство Flock содержит $N = 620$; еще 5 (Spacebee, Lemur, Citro-ais, Dove, AeroCube) состоят из $N \in [32]$ (всего 514); а остальные 290 семейств содержат $N \in [2, 22]$ КА (всего 1049).

В качестве примера классификации можно рассмотреть семейство Spacebee, состоящее из 201 спутника (рисунок 2). Все они были разработаны одной компанией и предназначены для обеспечения двусторонней связи. Однако первые

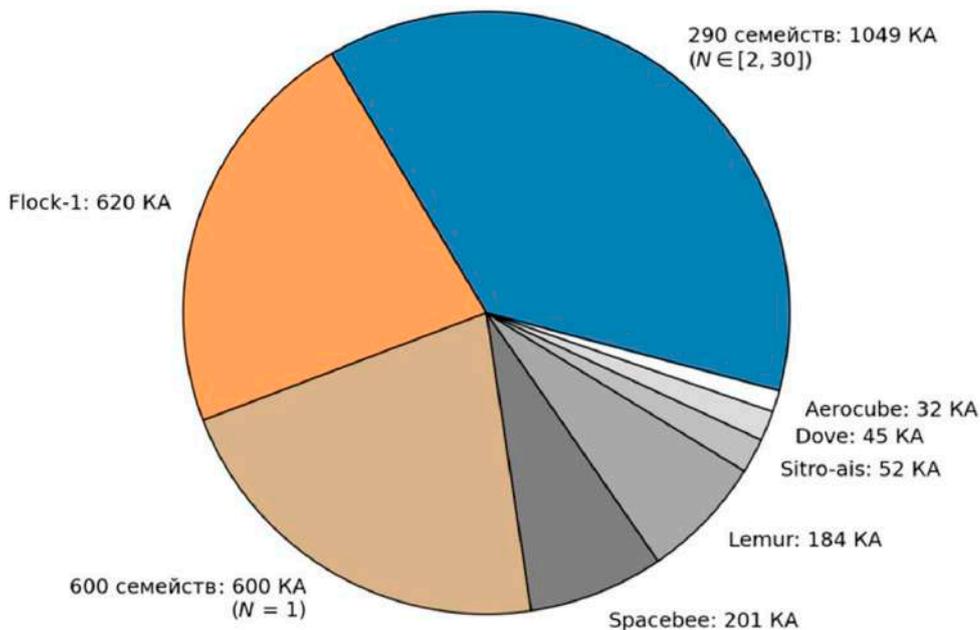


Рисунок 1. Распределение численности КА по семействам

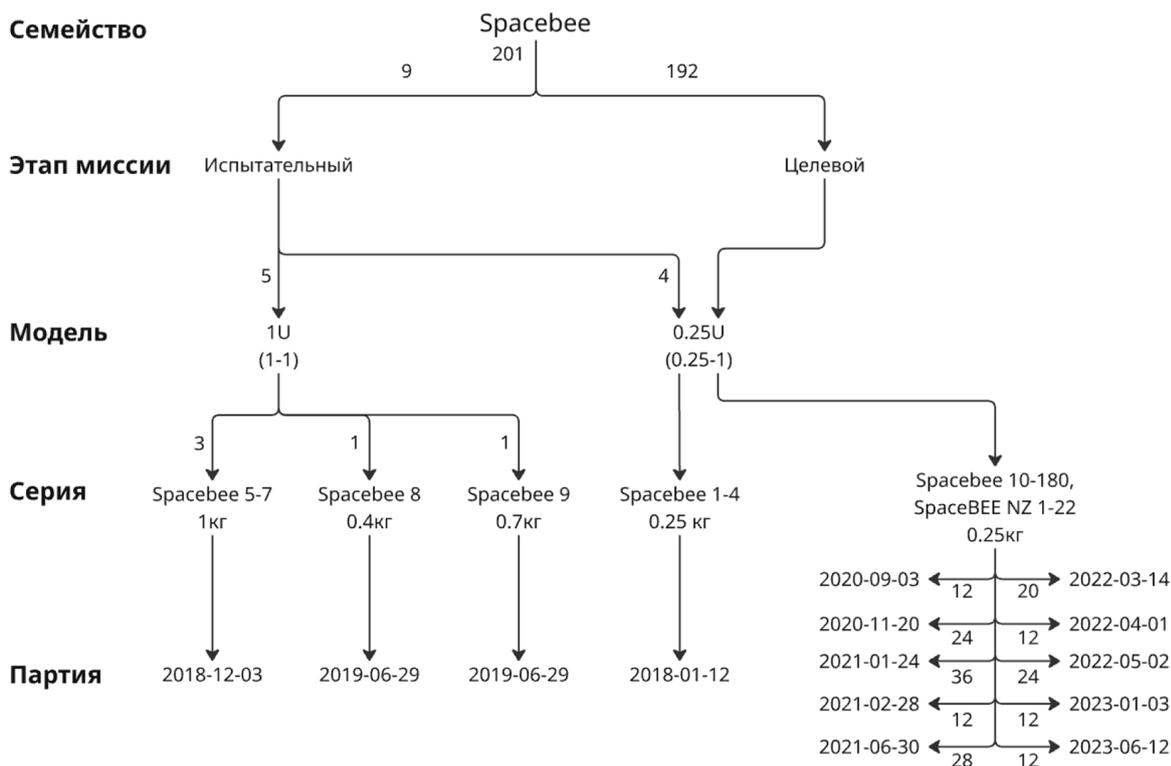


Рисунок 2. Пример общей классификации для семейства Spacebee

9 были испытательными, а остальные 192 решали целевую задачу, поэтому можно выделить два этапа миссии. При этом 4 испытательных (1–4) и все целевые кубсаты выполнены в формате 0.25U (модель 0.25–1, см. следующий раздел), а остальные пять испытательных (5–9) в формате 1U (модель 1–1). К первой модели относятся 3 серии, ко второй – две. Испытательные спутники были сгруппированы в 4 партии по 4, 3 и два одиночных аппарата соответственно по сериям, которые были

выведены в 2018–2019 годах, а целевые – в остальные 10 партий по 12, 20, 24, 28 и 36 аппаратов в течение следующих трех лет.

3.2. Конструкция

С точки зрения моделирования орбитального движения на низких околоземных орбитах важным фактором, определяющим атмосферное воздействие на КА, является коэффициент аэродинамического сопротивления, который зависит

от его массы и геометрических характеристик. Соответствие кубсата габаритам из спецификации [1] необходимо для использования пускового контейнера при выведении его на орбиту. После выведения многие из них раскрывают панели солнечных батарей (СБ) или другие элементы конструкции (антенны, парусы и пр.), а некоторые изменяют свой типоразмер. Поэтому классификация кубсатов по типу конструкции должна учитывать не только параметры используемого типоразмера при запуске, но и его конструкцию после выведения на орбиту. Таким образом, предлагается использовать следующие два признака.

Формат корпуса СМКА во время запуска приведен на рисунке 3. В спецификации [1] определены геометрические параметры и рекомендованная максимальная масса для шести основных типоразмеров CubeSat (1U, 1.5U, 2U, 3U, 6U, 12U, где 1U соответствует кубу объемом 1 л). Для трех из них также представлены форматы 3U+, 6U+, 12U+ с дополнительным блоком в виде цилиндра максимальным объемом $V \approx 0.12$ л (64x36 мм). На каждые 3 л возможно разместить один такой блок с торца (один для 3U и до четырех для 12U). Однако используются и другие типоразмеры, ко-

торых нет в спецификации. К ним отнесены малогабаритные форматы 0.25U, 0.3U, 0.5U, которые отличаются от 1U только высотой; а также 2U, 4U, 5U, 8U, 9U, 16U и 20U. Кроме того, вводится буква L (Long) для обозначения форматов того же объема, но с вытянутой вдоль одной оси формой (рисунок 3). Все имеющиеся типоразмеры были определены по имеющимся изображениям кубсатов в БД [2; 3].

Конфигурация панелей СБ во время полета представлена на рисунке 4. Панели СБ являются наиболее распространенными раскрываемыми элементами, которые после раскрытия могут значительно изменять площадь поверхности спутника, а значит, и влиять на его орбитальное движение. При этом существует ограниченное число вариантов их конструктивного исполнения, т.е. они удобно поддаются классификации. Кроме того, площадь панели СБ в большинстве случаев кратна площади какой-либо из сторон СМКА. Исходя из перечисленных факторов, на втором уровне классификации кубсаты были разделены в зависимости от конфигурации панелей СБ.

Наиболее распространенными являются форматы 3U, 6U и 1U: 1402, 364 и 347 кубсатов, ко-

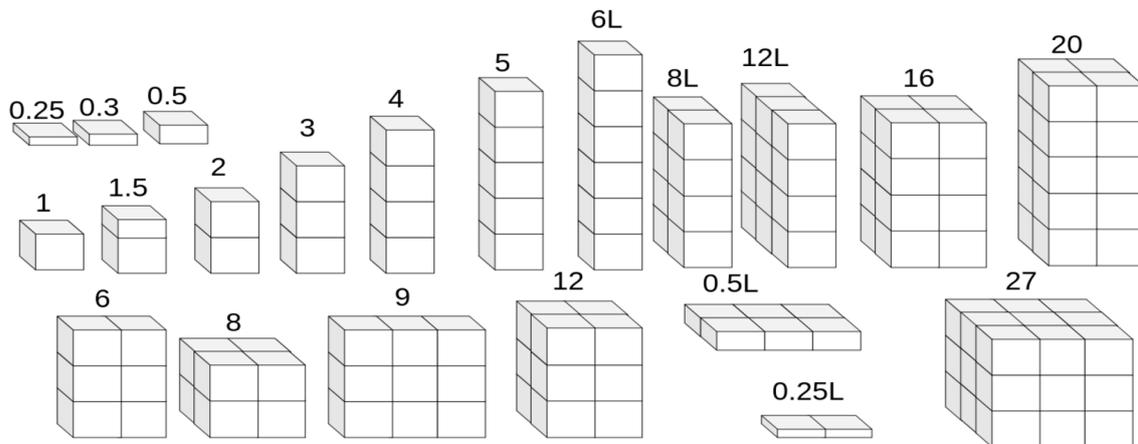


Рисунок 3. Варианты форматов корпусов кубсатов

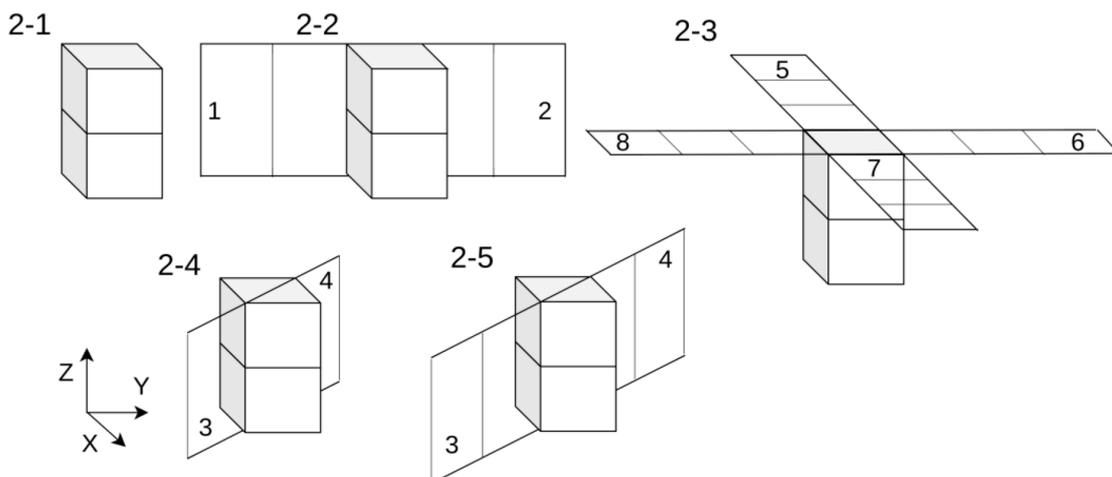


Рисунок 4. Варианты исполнения некоторых конфигураций панелей солнечных батарей на примере 2U

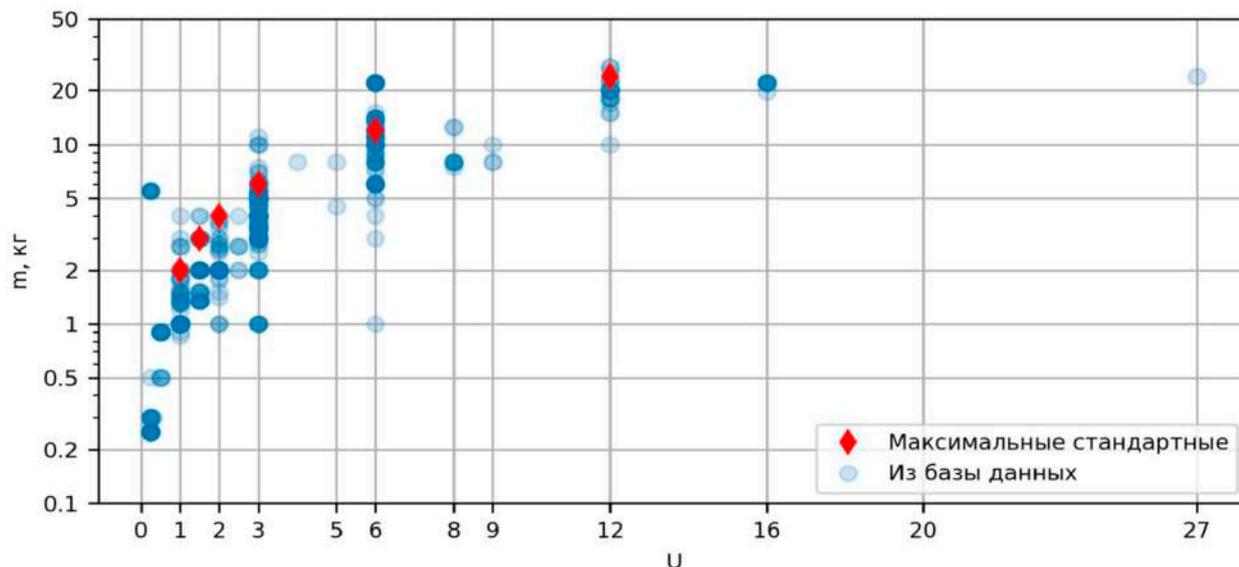


Рисунок 5. Зависимость от объема (U) массы (кг): максимальной стандартной в спецификации CubeSat [1] (ромбы) и по базе данных (круги)

торые принадлежат 356, 181 и 222 семействам соответственно. Согласно рисунку 5, их масса составляет от 0.25 до 27 кг. Причем все аппараты объемом 3U и меньше, кроме четырех 3U, имеют массу менее 10 кг. Всего 123 кубсата с массой более 10 кг, в основном размерностью 6U и 12U (69 и 21 соответственно).

На втором уровне классификации внутри каждого формата предлагается разделять в зависимости от конструкции панелей СБ после их полного раскрытия. Для этого выделяются основные плоскости, в которых они располагаются: совпадающие с гранями аппарата, а также другие некоторые часто используемые плоскости (диагональные или параллельные основным). И определяется направление – задается полуплоскость. Для определения размера за единицу площади принята площадь грани, лежащей в рассматриваемой полуплоскости длиной ~10 см (соразмерно с 1U). Во многих случаях достаточно этих двух параметров, чтобы задать конструкцию панелей СБ, такие модели считаются типовыми.

Все остальные модели, конструкции которых отличаются от описанных выше (типовых) моделей, помечаются как специальные в зависимости от наличия следующих элементов: парус, тонкостенная надувная или раскладываемая конструкция, крупногабаритная антенна, двигательная установка, дополнительные панели, цилиндрические блоки, бленда, крышка, дополнительные или отсутствующие панели СБ (по сравнению с типовыми конфигурациями), гравитационная штанга, тросовая система (трос или лента), возможность трансформации, наличие механической связи с другими СМКА.

В соответствии с классификацией вводится обозначение вида N - x , где N обозначает фор-

мат (1U, 3U и т.д.), а x – номер модели формата N . Модели без раскрывающихся солнечных панелей обозначаются N -1. Рассмотрим в качестве примера классификации по конфигурации панелей СБ формат 2U (рисунок 4), к которому относятся 82 семейства, представленные 10 моделями, из которых для примера рассмотрим 5. Всего можно выделить 8 полуплоскостей, в которых располагаются панели СБ типовых моделей площадью от 1 до 3 единиц: YZ (№ 1, 2 на рисунке 4), диагональная плоскость d (№ 3, 4) и XY (№ 5, 6, 7, 8). Первая модель (2-1) соответствует формату 2U (без панелей). Модели 2-4 и 2-5 отличаются только размером панелей (1U, 2U), 2-2 и 2-5 – плоскостью, в которой они расположены.

Такая классификация не определяет полностью положение плоскости в пространстве (не учитывает, например, расположение плоскости XY по оси Z на рисунке 4). Кроме того, никак не определен способ раскладывания панелей. Эти признаки будут важны при более подробной классификации кубсатов по их устройству в дальнейшем. Описанной выше двухуровневой классификации достаточно для исследования орбитального движения спутника.

Среди 896 рассматриваемых семейств кубсатов 852 получилось классифицировать по конструкции: выделены 21 формат (рисунок 3) и 129 моделей. Из них 458 семейств (54 %) не имеют раскрывающихся панелей СБ или других элементов и систем, влияющих на орбитальное движение (перечислены выше для специальных моделей), из которых наиболее популярны форматы 3U, 1U, 2U, 6U (186, 162, 61, 29 семейств соответственно). Среди моделей с панелями СБ наиболее распространены две модели 3U с панелями в полуплоскостях 1, 2 (рисунок 3) длиной в 1U и 2U, а так-

же модели 6U с панелями в полуплоскостях 5, 7 (рисунок 3) длиной 3U (23, 20, 19 семейств соответственно). Наибольшее количество типовых моделей соответствуют форматам 6U (32) и 3U (30).

3.3. Назначение

Целевая функция СМКА определяется характеристиками его полезной нагрузки. Выделяются 6 функций, которые автономно классифицируются в зависимости от целевого объекта, свойств взаимодействия с ним, а также по другим признакам (см. в таблице). Все кубсаты из БД можно отнести к одной из перечисленных групп. При этом один

Исключением являются одиночные запуски девяти СМКА: TRICOM (1, 1R), Lingque 1B, Palisade, Noog (1–3), Prefire (1, 2).

Можно выделить две группы способов выведения СМКА:

1. С борта МКС:

а) с помощью пусковых устройств Nanoracks CubeSat Deployer и JEM Small Satellite Orbital Deployer;

б) космонавтами во время выхода в открытый космос.

2. В составе другого технического устройства:

а) адаптеры РН: NLAS и др.;

Таблица

Классификация функций CubeSat

№	Класс функций	Определение	Классификация
1	Наблюдения и измерение	Регистрация электромагнитного излучения и заряженных частиц	Объекты: Земля, небесные тела Солнечной системы, дальний космос, окружающая среда орбиты, другие КА Диапазон: радио, оптический, рентген
2	Связь	Передача информации	Роль: передатчик, приемник, приемопередатчик Направление: на объект, всенаправленное Объект: наземная станция, самолет, судно, другие КА Диапазон: радио, оптический
3	Космическая лаборатория	Обеспечение космических условий	Объект: система/технология КА, земная технология, организм Фактор: общие условия, микрогравитация, вакуум, радиация, температура
4	Транспорт	Перемещение полезной нагрузки и других объектов в космическом пространстве	
5	Эталон	Обеспечение характерных физических параметров	Параметр: масса, аэродинамический коэффициент, отражательная способность
6	Символ	Функции отсутствуют	

аппарат может иметь несколько функций.

Можно выделить 5 областей применения результатов работы миссий, в которых участвовали CubeSat: гражданская (ДЗЗ, связь, погода, реклама), научная (геофизика, астрономия, физика космоса, науки о жизни), космическая, культурная и военная. Дополнительно выделяются 3 типа эффектов, которые могут оказываться в результате проведения миссий: образовательный, коммерческий и научный.

4. Выведение на орбиту

Всего с 2003–06–30 по 2025–07–25 было осуществлено 282 запуска (рисунок 6) с кубсатами на ракетах-носителях (РН) 42 семейств с 27 космодромов и 56 пусковых площадок. Из них 262 прошли успешно (93 %). Почти все СМКА были запущены в качестве попутной полезной нагрузки на РН в количестве от трех до 123 за один запуск.

б) разгонного блока (РБ): Фрегат, Центавр и др.;

с) более крупного КА: Sygnus, Prox-1, Bevo, Vigoride, LDPE и др.;

д) межорбитального буксира (МОБ): UNISAT, Fossa и др.

Для запуска с борта МКС СМКА доставляется на станцию с помощью грузовых аппаратов, после чего либо помещается в контейнере в пусковое устройство с последующим отделением, либо отбрасывается космонавтами при выходе в открытый космос (11 кубсатов). В случаях 2.a–2.c контейнер со спутником помещается в пусковое устройство, которое закрепляется на элементах конструкции носителя, а в последнем варианте непосредственно помещается в пусковое устройство МОБ без контейнера. Кроме того, СМКА может закрепляться без контейнера к верхней ступени ракеты (например, TRICOM 1, 1R в составе РН легкого класса SS-520). Подробнее о способах выведения см. в [12, 13].

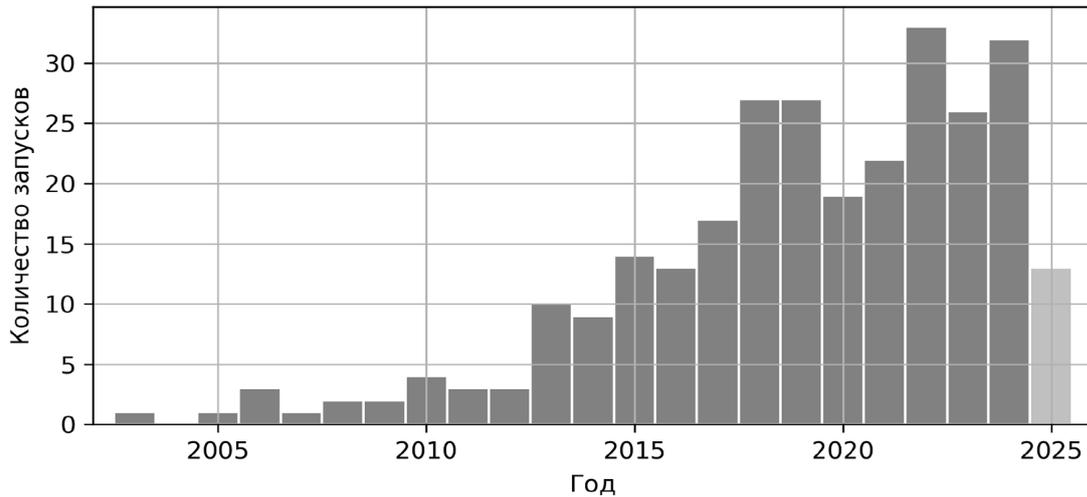


Рисунок 6. Распределение запусков РН с кубсатами в составе для запусков до 01.09.2025

5. Орбиты

Из 2783 кубсатов БД только 18 участвовали в межпланетных миссиях, в том числе 2 (Juventas и Milani) в настоящее время находятся на борту межпланетной станции Нера, которые должны достичь астероида Дидимос в 2027 году. Первыми кубсатами, функционирующими вне околоземного пространства, являются Marco-A, Marco-B в рамках миссии к Марсу Insight. 2022–11–16 запущено еще 8 к Луне (LunaH-Map, Lunar-IceCube, NEA-Scout, LunIR, Equuleus, Omotenashi, ArgoMoon, Miles) и 2 на гелиоцентрическую орбиту (BioSentinel, CuSP) в рамках миссии Artemis. Отдельно 4 к Луне: Liciacube (2021–11–24), Capstone (2022–06–28), Lunar-flashlight (2022–12–11), EagleCam (2024–02–15). Далее рассматриваются только околоземные орбиты.

Стремление к упрощению разработки, выведения на орбиту и функционирования СМКА является центральной идеей в концепции CubeSat. Вследствие этого диапазоны орбитальных параметров и наиболее распространенные классы рабочих орбит ограничиваются следующими факторами.

В основном используется коммерческая элементная база (COTS), которая отвечает требованиям радиационной стойкости только на низких околоземных орбитах. С точки зрения температурного режима предпочтительны орбиты, на которых тепловые условия будут как можно более стабильны. К таким орбитам относятся солнечно-синхронные орбиты.

Выведение на орбиту совершается попутным способом, поэтому параметры орбит спутников сильно зависят от способа выведения: все из одной группы выведения имеют близкие по начальным параметрам орбиты.

У большинства кубсатов нет возможности увода на орбиту захоронения, и они имеют неболь-

шой срок функционирования (до нескольких лет), поэтому для уменьшения их срока баллистического существования также наилучшим образом подходят низкие орбиты.

В большинстве случаев (95 %) кубсаты функционируют на низких околоземных околокруговых орбитах, т.е. высотой $H < 1000$ км с эксцентриситетом $e < 0.01$ (рисунок 7а). Перечисленными выше факторами обусловлены два наиболее распространенных для них класса орбит: солнечно-синхронные орбиты (ССО) с наклоном $i \in [95.3, 99.5]^\circ$ высотой $H \in [347, 1015]$ км (рисунок 7б) и орбиты с наклоном МКС $I \in [51.62, 51.72]^\circ$ высотой $H \in [175, 504]$ км (рисунок 7в). К этим двум классам относятся 87 % орбит кубсатов от общего числа (1473 ССО и 410 с наклоном МКС). Поэтому по наклону наиболее распространены полярные орбиты $I \in [81, 102]^\circ$ и орбиты средних широт с $i \in [24, 75]^\circ$ (и $i \in [120, 125]^\circ$).

ССО характеризуется равенством скорости прецессии восходящего узла орбиты и средней угловой скорости движения Земли по орбите, что выполняется при задании высоты и наклона орбиты спутника, отвечающих зависимости между ними, изображенной на рисунках 7а, 7б [14]. На орбитах, близких к ССО, условия освещенности орбиты СМКА и подспутниковой точки изменяются мало с течением времени. Поэтому, во-первых, ССО обеспечивает сезонную стабильность тепловых условий, что важно для функционирования кубсатов, так как зачастую средства обеспечения теплового режима весьма ограничены [15]. Во-вторых, ССО выгодно использовать при решении задач съемки поверхности Земли, что является одной из наиболее распространенных задач для CubeSat.

Наноспутники, выведенные непосредственно с МКС или с обеспечивающих МКС транспортных грузовых кораблей, формируют второй распро-

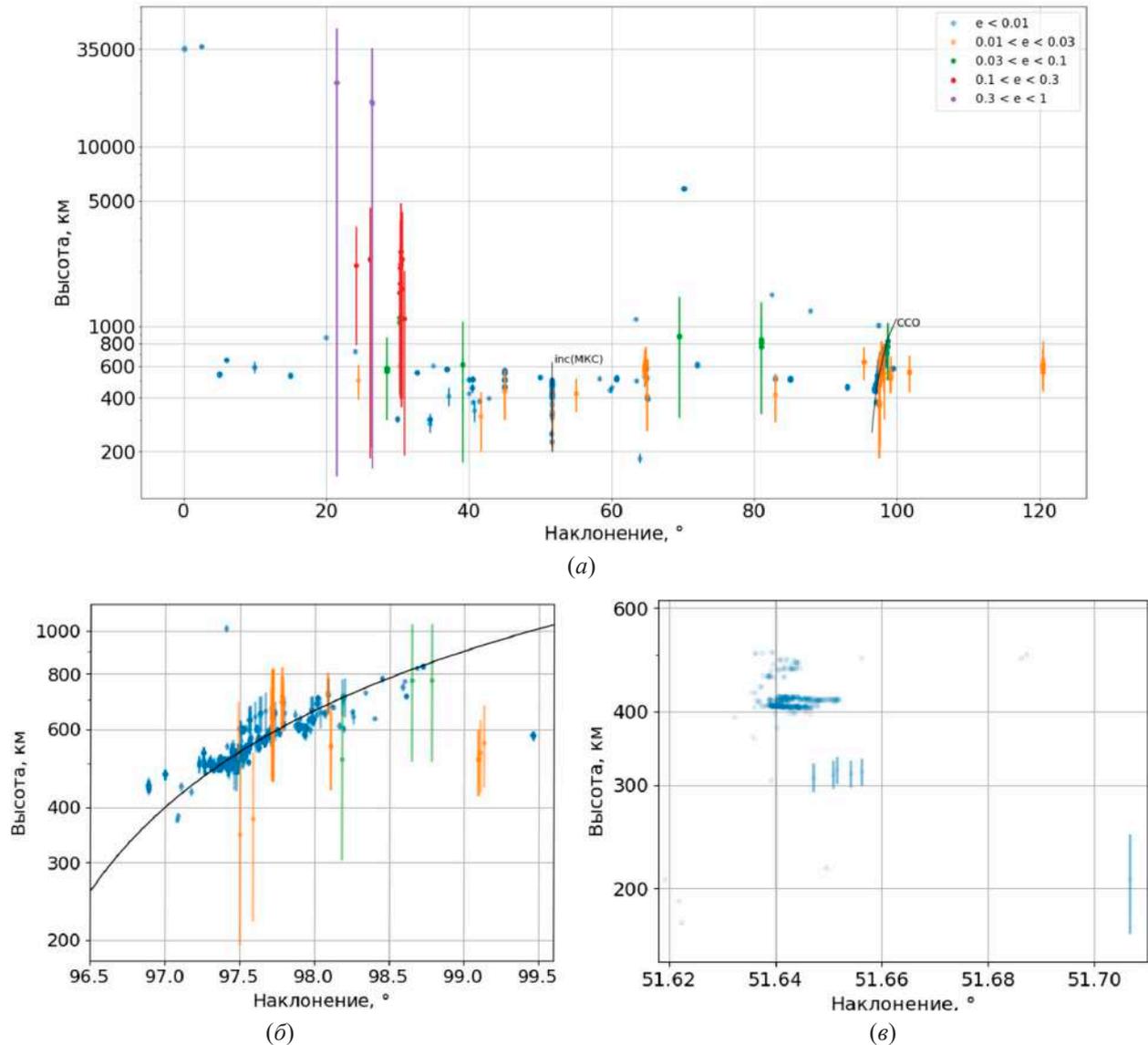


Рисунок 7. Начальные параметры высота (в логарифмическом масштабе (а), наклонение и эксцентриситет) околоземных орбит кубсатов: (а) – все, (б) – солнечно-синхронные орбиты и (в) – орбиты с наклонением МКС. На графике точками показана средняя высота орбиты, а вертикальные прямые соответствуют диапазону высот от перигея до апогея (чем длиннее линия, тем более вытянута орбита для данной высоты). Для орбит МКС (в) эти прямые показаны только орбиты с $e > 0.002$. Линией показана (а, б) зависимость высоты от наклонения для ССО

страненный класс орбит – орбиты с наклонением МКС. Все они были выведены на околокруговые орбиты (рисунок 7в). Кроме того, четыре СМКА выведены на геостационарные орбиты (ГСО) с наклонением $i \in [0.08, 2.62]^\circ$ высотой $H \in [34651, 36138]$ км.

Для 2475 кубсатов на основании данных в формате TLE были определены орбитальные параметры (высота, наклонение, эксцентриситет орбиты и эпоха и др.) на протяжении всего срока баллистического существования или до момента обращения к данным (если полет продолжается). Пример зависимости высоты орбиты от времени для 120 кубсатов одного запуска представлен на рисунке 8.

С помощью полученных данных возможно провести исследование зависимости срока баллистического существования от различных параметров СМКА (в первую очередь от типоразмера и высоты орбиты), которое будет представлено в другой работе.

Заключение

В результате проведенной работы была создана база данных выведенных в космическое пространство космических аппаратов формата CubeSat на основе открытых данных. Она содержит как общую информацию об аппаратах, запусках, способах выведения, так и орбитальные

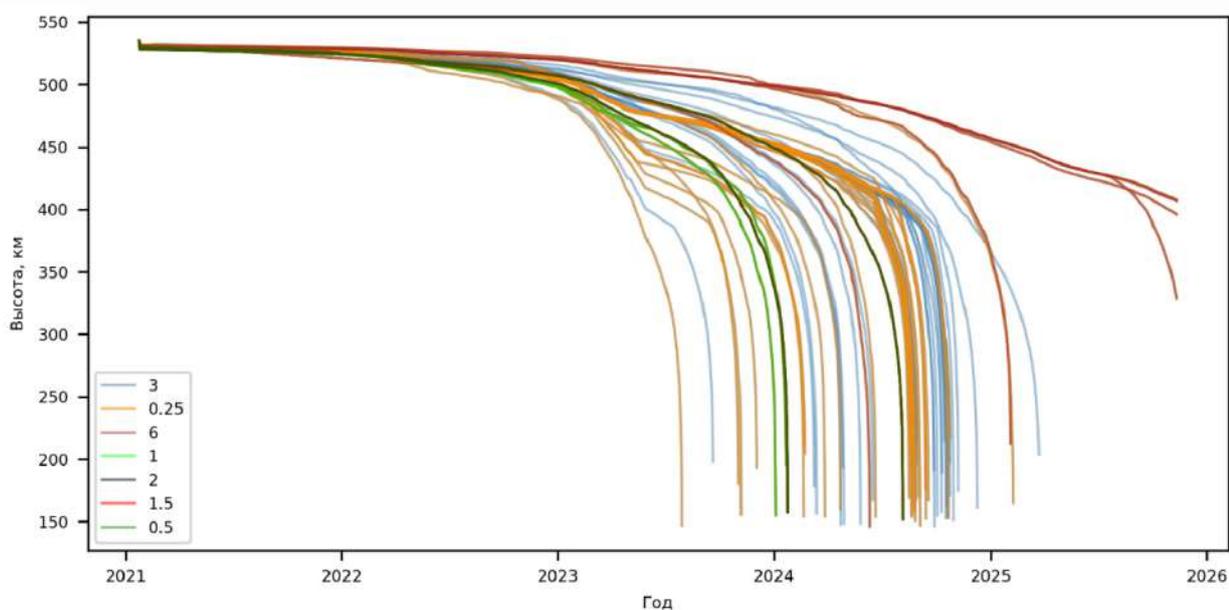


Рисунок 8. Зависимость высоты орбиты от времени для CubeSat, запущенных 2021–01–24 в ходе запуска № 2021–006. Различным цветом показаны зависимости для разных типоразмеров (от 0.25U до 6U)

параметры за весь срок баллистического существования.

Разработана классификация космических аппаратов по конструкции и назначению. Последняя мо-

жет применяться для спутников любых других классов. Всего найдена и верифицирована информация о 2783 космических аппаратах CubeSat, из которых для 2475 определены параметры орбиты.

Список литературы

- [1] CubeSat Design Specification Rev. 14.1., California Polytechnic State University. 2014, p. 34.
- [2] Gunter's Space Page CubeSat [Электронный ресурс]. URL: space.skyrocket.de/doc_sat/cubesat.htm (дата обращения: 01.09.2025).
- [3] Nanosats Database [Электронный ресурс]. URL: www.nanosats.eu/database (дата обращения: 01.09.2025).
- [4] Space-Track.org [Электронный ресурс]. URL: www.space-track.org (дата обращения: 10.11.2025).
- [5] CelesTrak [Электронный ресурс]. URL: celestrak.org (дата обращения: 11.11.2025).
- [6] McDowell J. Launch Log [Электронный ресурс]. URL: planet4589.org/space/log/launchlog.txt (дата обращения: 01.09.2025).
- [7] Спутники проекта SpacePI [Электронный ресурс]. URL: spacepi.space/satellites/ (дата обращения: 01.09.2025).
- [8] EO Portal Satellite Missions [Электронный ресурс]. URL: www.eoportal.org/satellite-missions (дата обращения: 01.09.2025).
- [9] ProtoS CubeSat Database [Электронный ресурс]. URL: 209.38.196.124:8000/ (дата обращения: 11.11.2025).
- [10] Никольский В. В. Проектирование космических аппаратов. Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2003. 107 с.
- [11] Абламейко С. В. Малые космические аппараты. БГУ, Минск, 2012. 159 с.
- [12] Прокопьев В. Ю. Малые космические аппараты стандарта CubeSat. Современные средства выведения // Вестник науки Сибири. 2014. № 2. С. 71–80.
- [13] Handbook on Small Satellites. ITU-R, 2023. 212 с.
- [14] Чернов А. А., Чернявский Г. М. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. Радио и связь, 2004. 310 с.
- [15] State-of-the-Art Small Spacecraft Technology. NASA, 2024. 441 с.

CUBESATS: MAIN CHARACTERISTICS AND ORBITS

O. Ya. Yakovlev, D. V. Malygin

LLC Astronomikon

St. Petersburg, Russian Federation

Over the past 25 years, CubeSats have accounted for nearly 15 % of all spacecraft launched into orbit. To support a comprehensive review of existing CubeSat missions and to enable the use of related data for planning and developing future missions, a unified and easily accessible information source is required. This paper presents a new open-access Russian-language database of CubeSats, which compiles information on their principal design characteristics as well as both current and historical orbital parameters. A classification scheme is presented that organizes CubeSats by family, structural design, and mission purpose. The study uses data current as of autumn 2025 for 2,783 CubeSats, which, according to the proposed classification, are grouped into 896 families, 129 models, six functional classes, and five application domains. The work also describes the possible deployment methods, which are divided into two categories: deployment from the ISS or deployment from other launch or carrier systems. The most common orbital classes for CubeSats are identified, namely Sun-synchronous orbits and ISS-inclination orbits.

Keywords: CubeSat, nanosatellite, near-Earth orbit, database.

Submitted: 14.11.2025. Accepted: 28.11.2025.

References

- [1] CubeSat Design Specification. Rev. 14.1. California Polytechnic State University, 2014, 34 p.
- [2] Gunter's Space Page: CubeSat. Available at: space.skyrocket.de/doc_sat/cubesat.htm (accessed 01.09.2025).
- [3] Nanosats Database. Available at: www.nanosats.eu/database (accessed 01.09.2025).
- [4] Space-Track.org. Available at: www.space-track.org (accessed 10.11.2025).
- [5] CelesTrak. Available at: celestrak.org (accessed 11.11.2025).
- [6] McDowell J. Launch Log. Available at: planet4589.org/space/log/launchlog.txt (accessed 01.09.2025).
- [7] SpacePI Satellite Catalog. Available at: spacepi.space/satellites/ (accessed 01.09.2025).
- [8] EO Portal Satellite Missions. Available at: www.eoportal.org/satellite-missions (accessed 01.09.2025).
- [9] ProtoS CubeSat Database. Available at: 209.38.196.124:8000/ (accessed 11.11.2025).
- [10] Nikolsky V.V. Spacecraft Design. St. Petersburg: Baltic State Technical University, 2003, 107 p.
- [11] Ablameyko S. V. Small Spacecraft. Minsk: Belarusian State University, 2012, 159 p.
- [12] Prokopyev V. Yu. CubeSat Standard Small Spacecraft // Siberian Journal of Science, 2014, no. 2, pp. 71–80.
- [13] Handbook on Small Satellites. ITU-R, 2023, 212 p.
- [14] Chernov A. A., Chernyavsky G. M. Orbits of Earth Remote Sensing Satellites. Moscow, Radio i Svyaz, 2004, 310 p.
- [15] State-of-the-Art Small Spacecraft Technology. NASA, 2024, 441 p.

Сведения об авторах

Яковлев Олег Яковлевич – инженер-исследователь ООО «Астрономикон». Окончил Московский государственный университет в 2021 году. Область научных интересов: моделирование орбитального движения и функционирования сверхмалых космических аппаратов.

Малыгин Денис Владимирович – кандидат технических наук, главный конструктор ООО «Астрономикон». Окончил Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в 2011 году. Область научных интересов: мехатроника и робототехника, системная инженерия космического приборостроения, продуктовый менеджмент аэрокосмической деятельности, форсайт и техноброкерство сверхмалых космических аппаратов, разработка, производство и коммерциализация сложной наукоемкой продукции.

РАЗРАБОТКА ФИЛЬТРА КУ-ДИАПАЗОНА

А.Б. Самара✉, А.Л. Берсенева

АО «Информационные спутниковые системы»

имени академика М. Ф. Решетнёва»

г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

Статья посвящена комплексной разработке двухмодового волноводного фильтра (ДМВФ) Ку-диапазона, обладающего эллиптической амплитудно-частотной характеристикой. Актуальность работы обусловлена растущими требованиями к аппаратуре космической спутниковой связи, такими как повышение избирательности, снижение массогабаритных показателей, уменьшение потерь в полосе пропускания и обеспечение равномерности группового времени запаздывания. В работе детально рассмотрены принципиальные преимущества ДМВФ по сравнению с классическими одномодовыми аналогами, главным из которых является возможность получения высокой избирательности при вдвое меньшем количестве резонаторов. Описан метод проектирования, основанный на применении современных систем автоматизированного проектирования: *CST Filter Designer* для синтеза матрицы связи и первичного анализа, *Fest3D* для ускоренного электродинамического синтеза и *CST Studio Suite* для финального моделирования и оптимизации геометрии фильтра. Приведены результаты моделирования пятизвенного ДМВФ, подтвердившие соответствие характеристик заданным требованиям. Показана эффективность и простота предложенной методики, а также высокая точность соответствия расчетных и экспериментальных данных. Разработанный фильтр демонстрирует высокий потенциал для применения в перспективных системах космической связи.

Ключевые слова: СВЧ-фильтр, Ку-диапазон, двухмодовый волноводный фильтр, моделирование, *CST Filter Designer*, *Fest3D*, *CST Studio Suite*.

Поступила в редакцию: 28.09.2025. Принята к печати: 28.11.2025.

Введение

В аппаратуре космической спутниковой связи используется большое число фильтров СВЧ, реализующихся по назначению и диапазонам частот [1]: полосовые фильтры для каналов уплотнения на входе и выходе мультиплексоров ретрансляционных усилителей, фильтры нижних частот и режекторные фильтры, фильтры промежуточных СВЧ для подавления паразитных сигналов местных гетеродинов.

Интенсивное развитие современной космической связи предъявляет к характеристикам фильтров СВЧ все более высокие требования, такие как:

1. Увеличение крутизны скатов амплитудно-частотной характеристики (АЧХ);
2. Обеспечение равномерной характеристики группового времени запаздывания (ГВЗ) в полосе

пропускания для высококачественной передачи сигналов;

3. Снижение массы и габаритов отдельных фильтров;
4. Уменьшение потерь в полосе пропускания;
5. Снижение уровней внеполосного приёма для обеспечения электромагнитной совместимости средств связи;
6. Повышение надёжности и технологичности для снижения стоимости средств связи.

Этим требованиям в достаточной степени удовлетворяют двухмодовые волноводные фильтры (ДМВФ) с эллиптической амплитудно-частотной характеристикой (АЧХ). Отличие двухмодовых фильтров от обычных заключается в том, что их полоса пропускания формируется с участием не одной, а двух мод колебаний от каждого резонатора. Поэтому требуемую высокую избирательность фильтра можно получить при вдвое меньшем числе резонаторов и за счет этого уменьшить его габариты.

✉ annasamara21112001@gmail.com

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2025

Целью исследования является разработка метода проектирования двухмодового волноводного фильтра Ку-диапазона при помощи САПР.

Для проектирования и расчёта электрических параметров СВЧ-фильтра используются следующие программы:

1. CST Filter Designer – даёт точный и наглядный обзор основных параметров фильтра;
2. Fest3D – предназначена для схематичного проектирования пассивных СВЧ-устройств;

CST Studio Suite – пакет программ, предназначенный для электромагнитного анализа и проектирования в высокочастотном диапазоне.

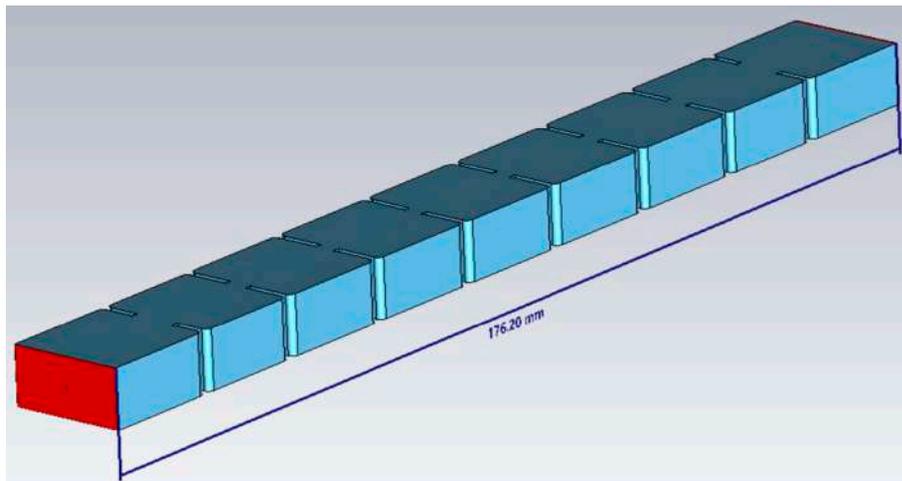
ми (рисунок 1). Отличительной особенностью этих устройств является то, что для формирования полосы пропускания они используют резонансы не одной, а двух мод колебаний, что обеспечивает вдвое более эффективное использование резонаторов по сравнению с обычными фильтрами. В результате на малом числе звеньев можно получить достаточно высокие частотно-селективные параметры устройства, что позволяет не только уменьшить габариты по сравнению с традиционными конструкциями, но и одновременно снизить потери в полосе пропускания фильтра.

Несмотря на сложность одновременного удовлетворения выше изложенным требованиям, ДМВФ с эллиптической АЧХ в основном решают эту задачу за счёт:

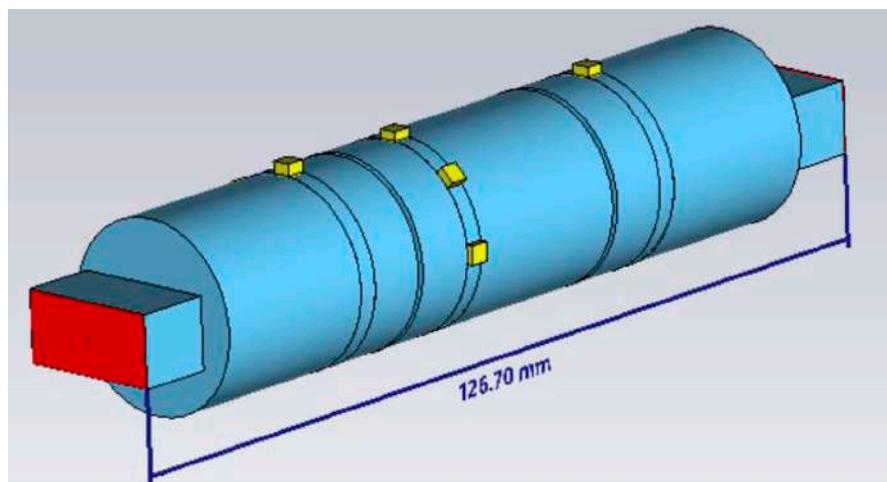
1. Наличия двух нулей передачи в полосе заграждения, что существенно увеличивает крутизну скатов АЧХ;
2. Возбуждения двух ортогональных колебаний в объёме одного резонатора, что приводит к уменьшению вносимых потерь, равномерности ГВЗ, снижению массы и габаритов;

1. Двухмодовые волноводные фильтры

Фильтры, основанные на двухмодовых резонаторах, привлекают внимание учёных и находят широкое применение в СВЧ-технике благодаря своей высокой частотной избирательности, миниатюрности по сравнению с классическими резонаторными фильтра-



a



б

Рисунок 1. Сравнение размеров полосовых волноводных фильтров Ку-диапазона: *a* – классический полосовой волноводный фильтр; *б* – полосовой двухмодовый волноводный фильтр

3. Простоты конструкции, обеспечивающей технологичность и высокую надёжность.

Почти полное отсутствие в отечественной литературе сведений про ДМВФ с эллиптической АЧХ существенно затрудняет их разработку.

Известно, что фильтры, созданные на основе последовательно связанных резонансных структур, имеют в полосе заграждения характеристику с монотонным изменением затухания. Для увеличения селективности необходимо создание «пульсирующей» [2] характеристики не только в полосе пропускания, но и в полосе заграждения. Однако для получения такой характеристики одних последовательных связей между звеньями недостаточно. Для этого необходимы дополнительные поперечные связи между не соседними звеньями фильтра.

Ввести поперечные связи в фильтрах СВЧ первым предложил Курцрок в 1966 г. [3]. Он показал, что для получения «нулей» передачи (полюсов затухания) необходимо ввести дополнительные поперечные связи. При этом отрицательная поперечная связь даёт нули передачи на действительной частоте, положительная – на мнимой частоте.

Первый тип связи обеспечивает улучшенный скат у АЧХ за счёт пульсирующей характеристики в полосе пропускания и в полосе заграждения, второй – улучшенные характеристики ГВЗ в сравнении с фильтром Чебышёва.

Первый двухмодовый полосовой фильтр [4], являющийся четырёхзвенным, был изготовлен из двух последовательно соединённых резонаторов, в каждом из которых могут независимо существовать два резонанса на ортогональных колебаниях. Связи в фильтре осуществляются с помощью резонансных диафрагм. На входе и выходе установлены диафрагмы, имеющие длинные тонкие щели, перпендикулярные направлению вектора напряжённости электрического поля. Резонансная диафрагма содержит крестообразную щель, являющуюся элементом связи между вторым–третьим и первым–четвертым звеньями. Для реализации дополнительных связей между звеньями введены диагональные винты связи, расположенные под углом 45° . Винты связи пространственно развёрнуты на 90° для получения необходимого знака связи. Для подстройки частоты ортогональных колебаний в резонаторах вводят подстроечные винты, оси которых совпадают с направлением вектора напряжённости электрического поля каждого ортогонального колебания. Определение размеров щелей диафрагм для получения необходимых величин связей приводится по известным формулам [5].

Кроме классических последовательных связей между соседними звеньями имеется ещё поперечная связь – связь между первыми и четвертыми звеньями. Именно наличие этой связи позволяет получить полюсы затухания, а в целом может быть реализована эллиптическая АЧХ.

Рассчитывается фильтр с эллиптической АЧХ по обычной схеме:

1. Проводится аппроксимация – подбирается подходящая передаточная функция;
2. Определяются величины элементов фильтра и связей;
3. Анализируются полученные характеристики на соответствие требованиям.

При получении соответствия осуществляется переход к физической реализации и проектированию [6].

Работу ДМВФ с эллиптической АЧХ схематично можно представить следующим образом (рисунок 2).

Через входную диафрагму 3 (рисунок 2) от подводящего прямоугольного волновода в первом цилиндрическом резонаторе 1 возбуждается резонансное колебание, вектор напряжённости электрического поля которого параллелен вектору напряжённости электрического поля подводящего волновода. Это резонансное колебание через диагональный винт связи 5, с помощью которого устанавливается величина коэффициента связи M_{12} , возбуждает второе резонансное колебание равной частоты, но с направлением вектора напряжённости электрического поля, повернутым на 90° к направлению вектора напряжённости электрического поля первого резонансного колебания. Через крестообразную среднюю диафрагму 4 (связь M_{23}) второе резонансное колебание первого резонатора возбуждает во втором резонаторе колебание, у которого вектор напряжённости электрического поля параллелен такому же вектору первого резонатора. Колебание во втором резонаторе, в свою очередь, через диагональный винт связи 5 второго резонатора возбуждает второе

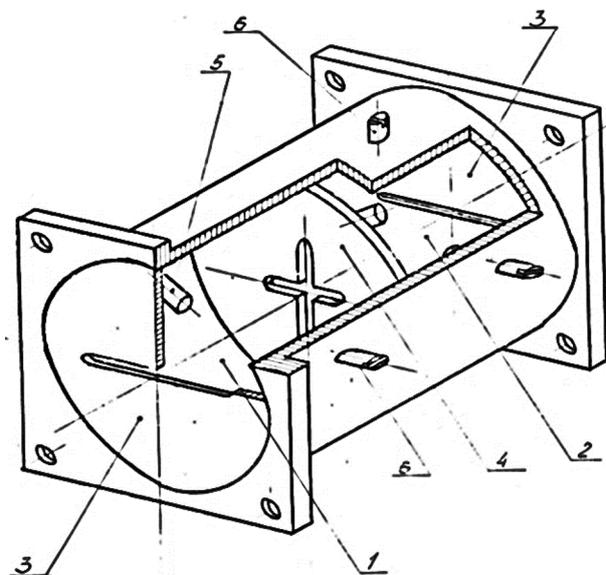


Рисунок 2. Конструкция четырёхзвенного двухмодового фильтра: 1 – 1-й цилиндрический резонатор; 2 – 2-й цилиндрический резонатор; 3 – входная диафрагма; 4 – крестообразная средняя диафрагма; 5 – винт связи; 6 – подстроечный винт

ортогональное резонансное колебание во втором цилиндрическом резонаторе. Кроме того, крестообразная средняя диафрагма 4 также является элементом связи между первым резонансным колебанием первого резонатора и вторым резонансным колебанием второго резонатора, реализуя тем самым поперечную связь (M_{14}) не соседних резонансных звеньев. Заметим, что $M_{14} < M_{23}$.

Для подстройки частоты ортогональных колебаний в резонаторах вводятся подстроечные винты 6 (рисунок 2), оси которых совпадают с направлением вектора напряжённости электрического поля каждого ортогонального колебания.

Важной особенностью ДМВФ с эллиптической АЧХ является малое изменение ГВЗ. Ориентировочно можно считать, что у четырехзвенного фильтра с эллиптической АЧХ ГВЗ такое же, как и у двухзвенного фильтра с Чебышевской АЧХ.

В большинстве случаев ДМВФ с эллиптической АЧХ выполняются на цилиндрических резонаторах с колебаниями типа H_{111} . Выбор цилиндрических резонаторов обусловлен их электрическими и технологическими достоинствами.

Цилиндрические резонаторы с колебаниями типа H_{111} обладают большей собственной добротностью [7], чем квадратные резонаторы с колебаниями типа H_{101} , и практическое достижение максимальной добротности сводится к получению максимальной чистоты обработки внутренней поверхности, что в цилиндрических резонаторах выполняется легче, кроме того, цилиндрическая конструкция проще в изготовлении, чем квадратная. Типичная АЧХ с одним полюсом затухания ДМВФ представлена на рисунке 3.

В зависимости от требований к крутизне АЧХ используют четырёх-, шести-, восьмизвенные ДМВФ. На рисунке 4 изображен шестизвенный

ДМВФ. Получить эллиптическую АЧХ возможно только при четном числе звеньев [8], однако в зарубежной литературе встречаются и пятизвенные структуры с так называемой псевдоэллиптической АЧХ [9].

Пятизвенная структура отличается от шестизвенной отсутствием второй отрицательной связи между шестым и третьим резонаторами, поэтому при реализации фильтра не используются винт связи (M_{56}) и настроечный винт третьего объемного резонатора (M_{66}), а также отсутствует щель в диафрагме связи, расположенной между вторым и третьим объемными резонаторами (M_{63}) [10]. Пятизвенный фильтр по сравнению с шестизвенным немного проще в настройке, так как имеет на два настроечных элемента меньше и меньшую неравномерность группового времени запаздывания.

2. Моделирование двухмодового волноводного СВЧ-фильтра

Моделирование ДМВФ включает в себя следующие этапы:

1. Определение количества резонаторов, оптимизация электрических параметров фильтра в CST Filter Designer;
2. Синтез фильтра в программе 3D-моделирования Fest3D;
3. Оптимизация и подтверждение электрических параметров, полученных в результате работы в Fest3D и CST Filter Designer;
4. Проверка электрических параметров СВЧ-фильтра;
5. Экспериментальная отработка СВЧ-фильтра.

На первом этапе проектирования в CST Filter Designer необходимо задать основные характеристики фильтра так, чтобы выполнялись заданные требования.

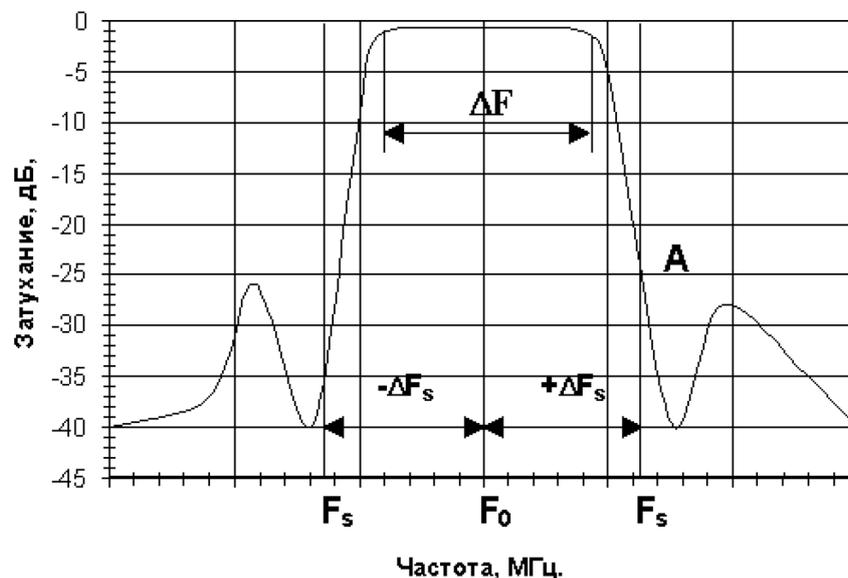


Рисунок 3. АЧХ эллиптического фильтра

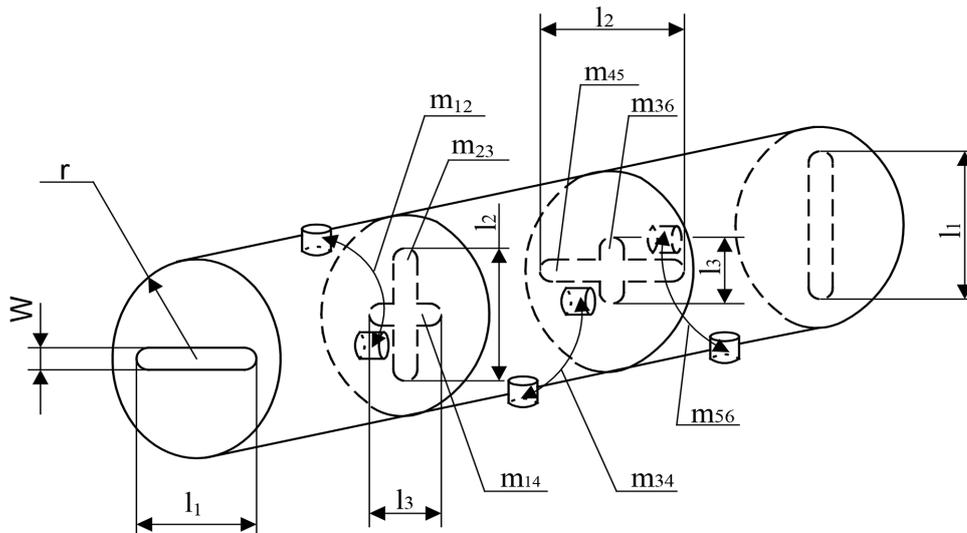


Рисунок 4. Шестизвенный двухмодовый фильтр: r, m_{12}, m_{23}, \dots – нормированные коэффициенты связи; l_1, l_2, l_3 – длина щелей связи; w – ширина щелей связи

ПО CST Filter Designer предназначено для разработчиков СВЧ-фильтров, даёт точный обзор основных параметров фильтра за секунды без сложных схем и моделирования. CST Filter Designer облегчает синтез $N+2$ матриц связи полосовых фильтров с произвольным расположением нулей передачи, позволяет задавать комплексные нули передачи, что даёт возможность формировать групповое время запаздывания.

Для синтеза прежде всего необходимо определить количество резонаторов полосно-пропускающего фильтра при заданных параметрах. Чем больше резонаторов у фильтра, тем

более крутые у него скаты полосы пропускания, но при этом сложность его реализации возрастает в разы, поэтому важно найти баланс между этими характеристиками. Количество звеньев устанавливаем методом анализа (подбора) в CST Filter Designer, чтобы выполнялись необходимые требования.

Значения добротности при проектировании классического полосно-пропускающего фильтра – 2000 (рисунок 5), при проектировании двухмодовых волноводных фильтров – 10000 (рисунок 6).

Ещё одной важной характеристикой фильтра является неравномерность группового време-

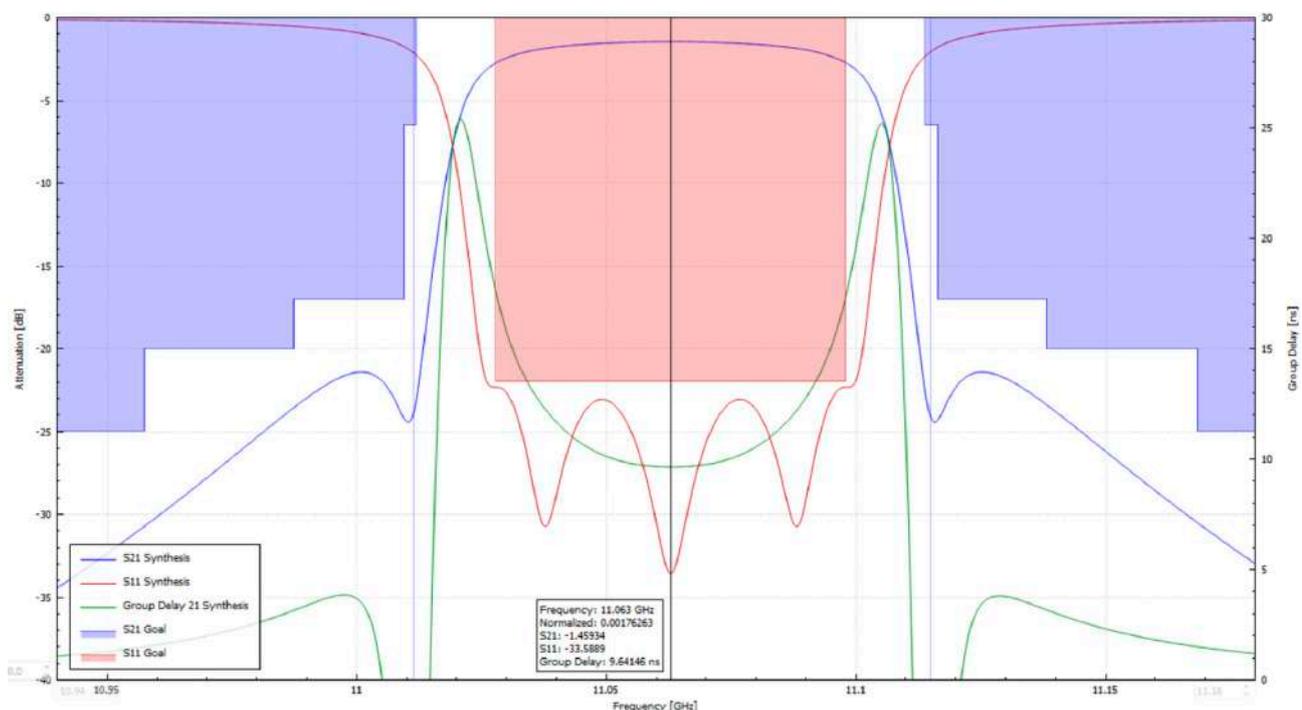


Рисунок 5. АЧХ и характеристика обратных потерь в полосе пропускания при добротности 2000, числе звеньев 5, полосе пропускания 78 МГц

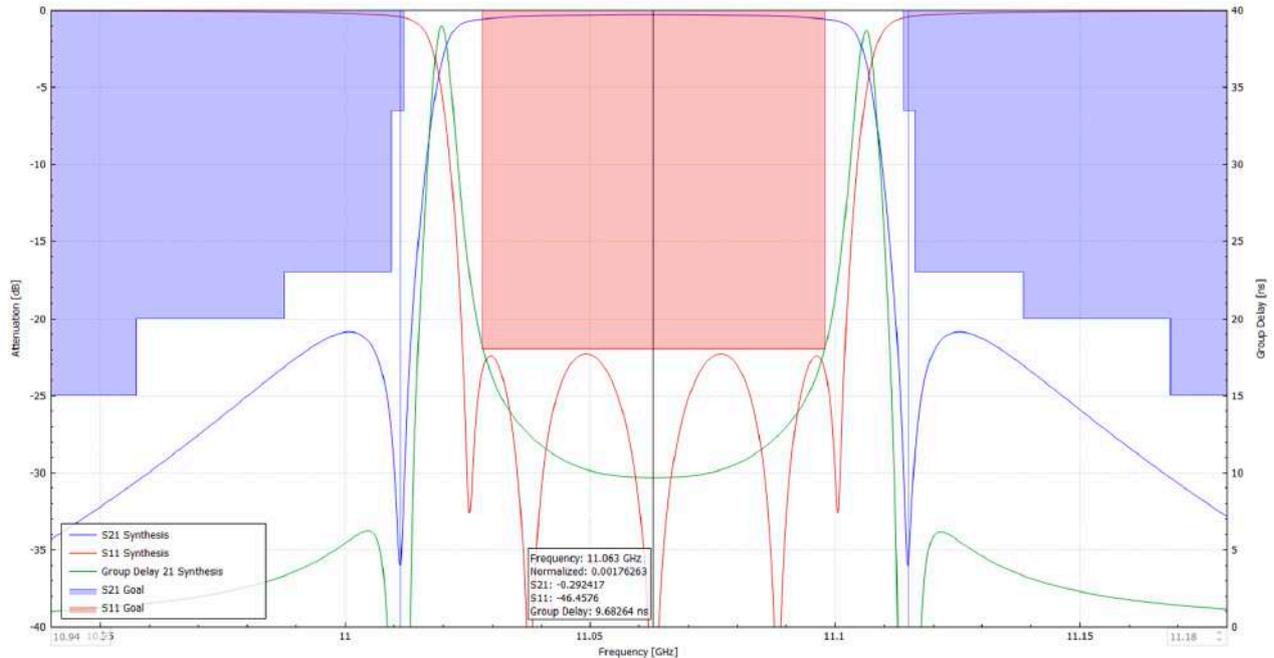


Рисунок 6. АЧХ и характеристика обратных потерь в полосе пропускания при добротности 10000, числе звеньев 5, полосе пропускания 78 МГц

ни запаздывания (НГВЗ) – при передаче сигналов их искажения определяются неравномерностью фазо-частотной характеристики (ФЧХ). Появление искажений в сигнале возникает из-за того, что при нелинейности ФЧХ время замедления сигнала в тракте непостоянно в полосе частот ствола. Любой сигнал, несущий информацию при любой форме модуляции, имеет спектр из нескольких или множества составляющих. Если такой сигнал пропустить через тракт, в котором время задержки на разных частотах неодинаково, то к выходу тракта сигналы придут неодновременно. Тем самым полученный сигнал будет отличаться от первоначального, то есть будет искажения.

После установки и подбора значений получаем на рисунке 4 наглядные характеристики ДМВФ, а также матрицу связи.

Следующий этап – синтез в Fest3D – это профессиональный программный пакет для трёхмерного электродинамического моделирования СВЧ-устройств. С помощью Fest3D можно эффективно анализировать различные типы волноводных СВЧ-структур. Программа Fest3D содержит функцию синтеза двухмодового полосно-пропускающего фильтра (Dual Mode Synthesis), позволяющую автоматически настраивать схему фильтра согласно заранее заданным критериям.

Режим работы сегмента позволяет за короткое время просчитывать большое количество различных вариантов построения фильтра. В результате расчёта получаем 3D-модель рассчитанного фильтра со всеми геометрическими размерами и ис-

ходными данными для исполнения. Также программа позволяет проводить анализ различных пассивных СВЧ-устройств, таких как фильтры (двухмодовые, вафельные и др.), мультиплексоры, ответвители, поляризаторы, делители. Также Fest3D позволяет автоматически проектировать (синтезировать) некоторые СВЧ-устройства по заданным требованиям пользователя. Ещё важной особенностью является то, что программа позволяет проводить оптимизацию геометрических параметров устройства для получения заданных радиотехнических характеристик.

В результате синтеза ДМВФ создается параметризованная схема устройства (рисунок 7).

При наложении эталонной АЧХ матрицы связи фильтра, полученного в Fest3D, и фильтра, полученного в CST Filter Designer 3D, видно, что присутствуют отклонения по параметрам (рисунок 8). В процессе оптимизации, уменьшаем отклонения по параметрам и переходим на последний этап моделирования в CST Studio Suite.

Полученная АЧХ и характеристика обратных потерь двухмодового пятизвенного выходного фильтра в узкой полосе продемонстрированы на рисунке 9. На графиках АЧХ и обратных потерь видно, что заданные требования по развязкам в рабочей полосе частот выполняются.

В CST Studio Suite получена полноценная 3D-модель (рисунок 10), которая подвергается более тонкой настройке параметров, а также выбору материала итогового фильтра.

На этом моделирование и оптимизация фильтра при помощи САПР заканчивается.

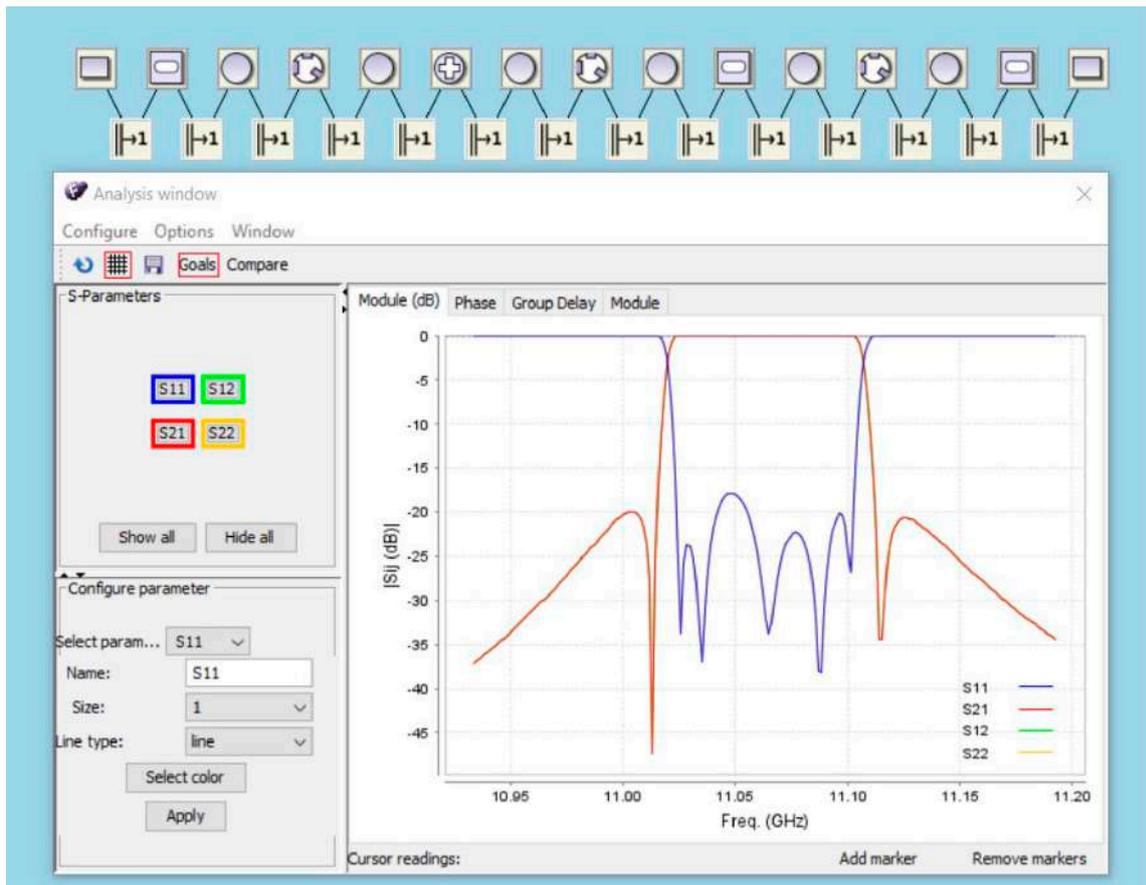


Рисунок 7. Схема и АЧХ полосно-пропускающего ДМВФ на круглом волноводе, синтезированного в Fest3D

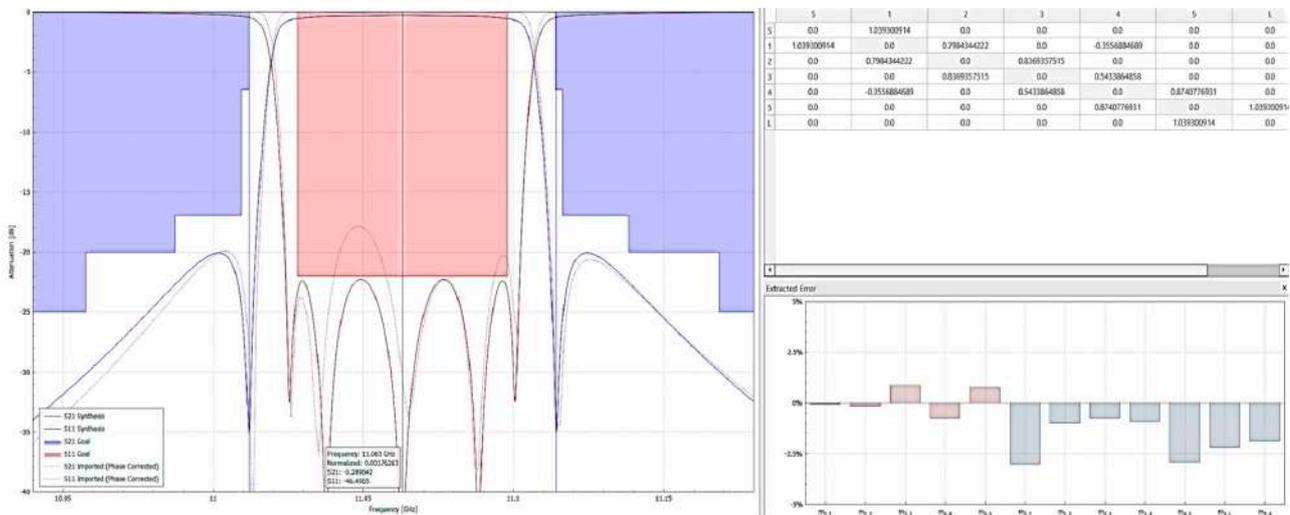


Рисунок 8. Сравнение АЧХ фильтров, синтезированных в Fest3D и CST Filter Designer 3D

При дальнейшем изготовлении и измерении параметров (рисунки 11 и 12) фильтра подтверждается, что данный метод проектирования эффективен.

Заключение

Проведенное исследование подтвердило высокую эффективность применения двухмодовых волноводных резонаторов для создания

компактных и высокоизбирательных полосовых фильтров Ку-диапазона с эллиптической АЧХ. Использование двух мод в одном резонаторе позволяет вдвое сократить количество физических резонаторов для достижения заданной селективности, что напрямую ведет к уменьшению массы, габаритов и потерь в полосе пропускания.

Разработан и апробирован эффективный метод проектирования, основанный на последова-

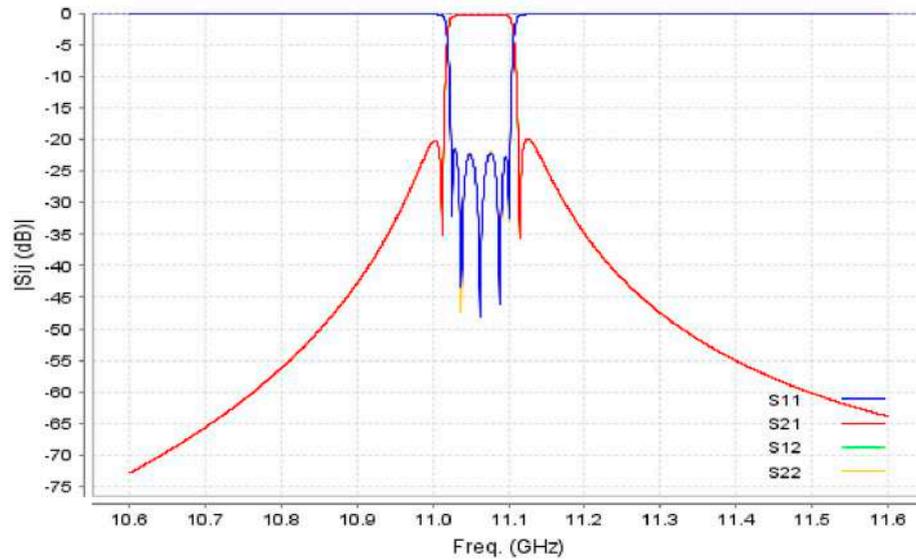


Рисунок 9. АЧХ и характеристика обратных потерь в полосе пропускания полосно-пропускающего ДМВФ на круглом волноводе

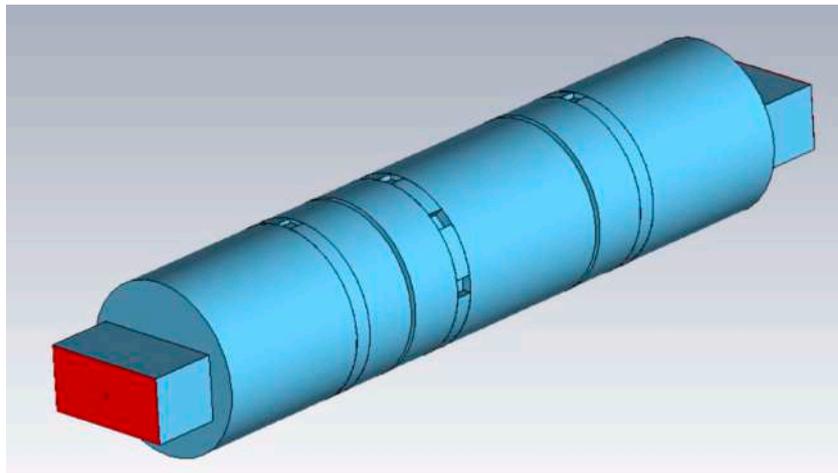


Рисунок 10. 3D-модель полосно-пропускающего ДМВФ на круглом волноводе, построенного в CST Studio Suite

тельном использовании пакетов систем автоматизированного проектирования: CST Filter Designer, Fest3D и CST Studio Suite. Данный подход позволяет выполнить синтез и оптимизацию конструкции фильтра с высокой точностью до его физического изготовления.

Результаты моделирования и последующей экспериментальной обработки показали хорошее соответствие, что доказывает эффективность при-

меняемых моделей и корректность выбранной методики проектирования. Полученные характеристики фильтра удовлетворяют предъявляемым требованиям.

Предложенная технология проектирования обладает значительным практическим потенциалом, так как позволяет сократить ресурсы на разработку и внедрение высококачественных СВЧ-фильтров, в частности, в космической спутниковой связи.

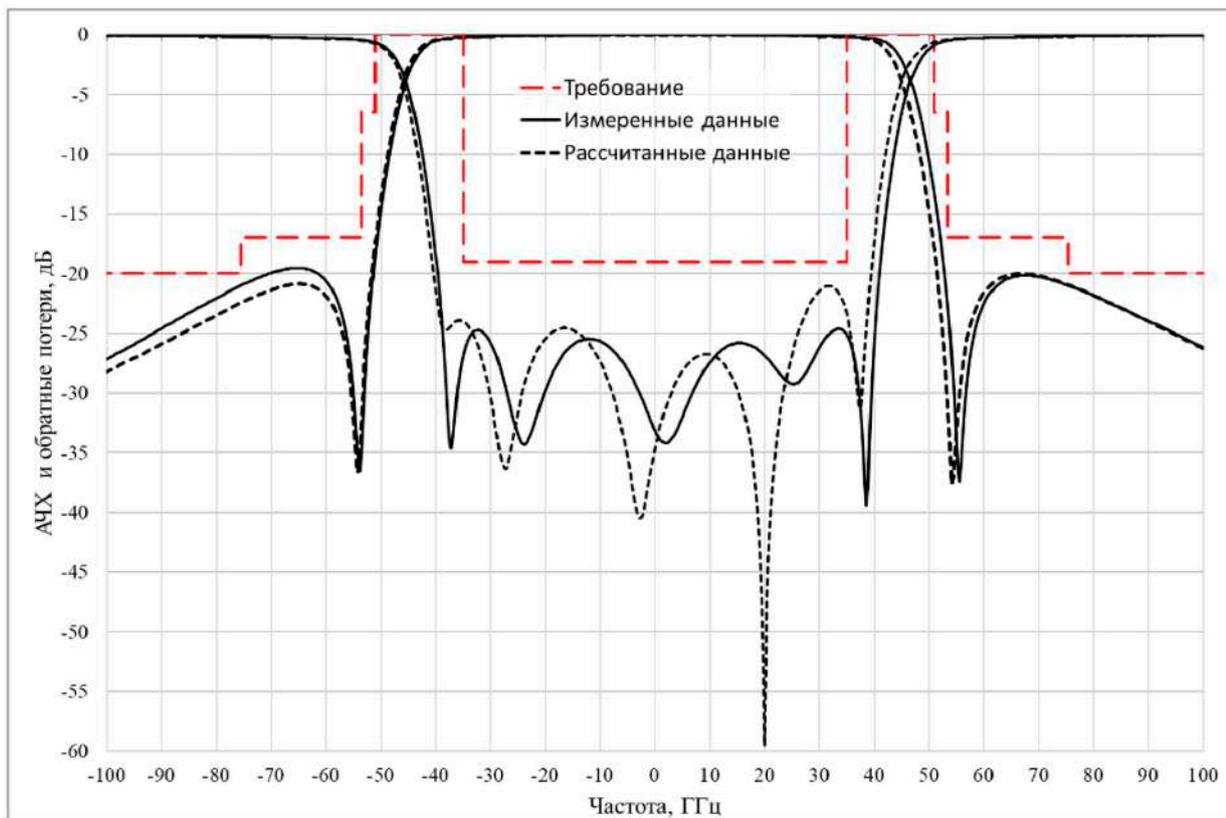


Рисунок 11. АЧХ и характеристика обратных потерь в полосе пропускания фильтра выходного Ku-диапазона

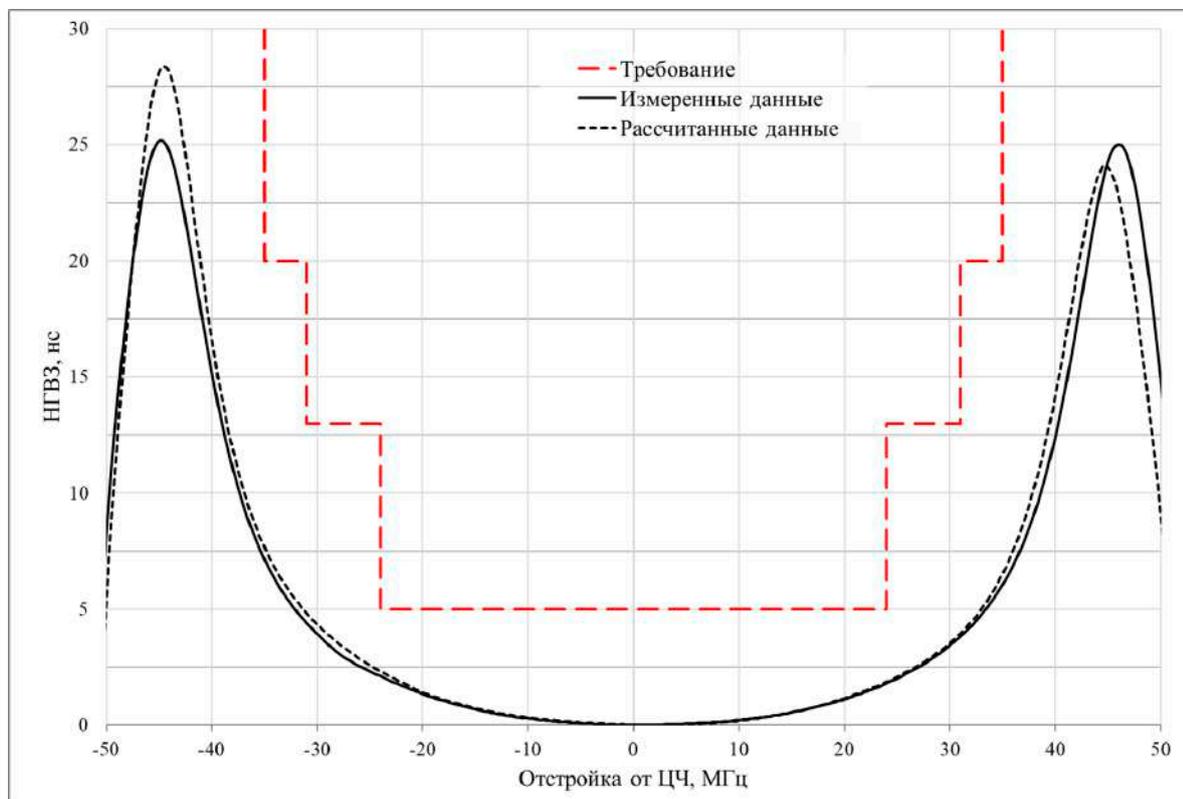


Рисунок 12. НГВЗ фильтра выходного Ku-диапазона

Список литературы

- [1] Graven G., Radcliffe C. GEC J. of Science and Technology. 1978, vol. 44. no. 3.
 [2] Cameron R. J. IEEE Trans. 2003, vol. MTT-51, no. 1.
 [3] Kurzrok R. M. IEEE Trans. 1966, vol. MTT-14, no. 6.
 [4] Williams A. E. IEEE Trans. 1970, vol. MTT-18, no. 12.
 [5] Маттей Д. Л., Янг Л., Джонс Е. М. Т. Фильтры СВЧ, согласующие цепи и цепи связи. Т. 1–2, пер. с англ. М.: Связь, 1972.
 [6] Современная теория фильтров и их проектирование. Под ред. Г. Темеша и С. Митра, пер. с англ. М.: Мир, 1977.
 [7] Коллер Д., Цвикнагль П. Современные технологии изготовления волноводных фильтров с высокой добротностью // Труды 48-й Европейской микроволновой конференции (EuMC). 2018. С. 13–16.
 [8] Бергер М. Н. Двухмодовые волноводные фильтры // Зарубежная электроника. 1983. № 1. С. 3–26.
 [9] Atia A. E., Williams A. E. Narrow-bandpass waveguide filters // IEEE Trans. Microwave Theory Tech. 1997, vol. MTT-45. pp. 856–858.
 [10] Фельдштейн А. Л., Явич Л. Р., Смирнов В. П. Справочник по элементам волноводной техники. М.: Связь, 1967. 652 с.

DEVELOPMENT OF A KU-BAND FILTER

A. B. Samara, A. L. Berseneva

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

The article is devoted to the comprehensive development of a dual-mode waveguide filter for the Ku-band, featuring an elliptic amplitude-frequency response. The relevance of the work is driven by the growing requirements for satellite communication equipment, such as increased selectivity, reduced mass and size, lower passband losses, and ensuring group delay flatness. The work details the fundamental advantages of the dual-mode waveguide filter compared to classical single-mode counterparts, the chief among them being the ability to achieve high selectivity with half the number of resonators. The design method based on the application of modern computer-aided design systems is described: CST Filter Designer for coupling matrix synthesis and initial analysis, Fst3D for accelerated electromagnetic synthesis, and CST Studio Suite for final modeling and optimization of the filter geometry. The simulation results for a fifth-order dual-mode waveguide filter are presented, confirming that its characteristics meet the specified requirements. The effectiveness and simplicity of the proposed methodology are demonstrated, as well as the high accuracy of the correlation between the simulated and experimental data. The developed filter shows high potential for application in advanced satellite communication systems.

Keywords: microwave filter, Ku-band, dual-mode waveguide filter, simulation, CST Filter Designer, Fst3D, CST Studio Suite.

Submitted: 28.09.2025. Accepted: 28.11.2025

References

- [1] Graven G., Radcliffe C. GEC Journal of Science and Technology, 1978, vol. 44, no. 3.
 [2] Cameron R. J. IEEE Trans, 2003, vol. MTT-51, no. 1.
 [3] Kurzrok R. M. IEEE Transactions on Microwave Theory and Techniques, 1966, vol. MTT-14, no. 6.

- [4] Williams A. E. IEEE Transactions on Microwave Theory and Techniques, 1970, vol. MTT-18, no. 12.
- [5] Matthaei G. L., Young L., Jones E. M. T. Microwave Filters, Impedance-Matching Networks, and Coupling Structures, vol. 1–2, Moscow, Svyaz', 1972.
- [6] Modern Filter Theory and Design. Moscow, Mir, 1977.
- [7] Koller D., Zwicknagl P. Modern Manufacturing Techniques for High-Q Waveguide Filters // Proceedings of the 48th European Microwave Conference (EuMC), 2018, pp. 13–16.
- [8] Berger M. N. Dual-Mode Waveguide Filters. *Zarubezhnaya Elektronika* [Foreign Electronics], 1983, no. 1, pp. 3–26. (In Russian)
- [9] Atia A. E., Williams A. E. Narrow-Bandpass Waveguide Filters // IEEE Transactions on Microwave Theory and Techniques, 1997, vol. MTT-45, pp. 856–858.
- [10] Feldstein A. L., Yavich L. R., Smirnov V. P. Handbook of Waveguide Engineering. Moscow, Svyaz', 1967, 652 p.

Сведения об авторах

Самара Анна Богдановна – инженер, магистр инфокоммуникационных технологий и системы связи. Окончила Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва в 2025 году.

Берсенева Анастасия Львовна – инженер-конструктор I категории, магистр инфокоммуникационных технологий и системы связи. Окончила Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва в 2017 году.

РАСЧЁТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЗВРАЩАЕМОГО БЛОКА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ТИПА «СОЮЗ-2-1А» ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ЕГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ

В. В. Сметана✉, **И. Е. Давыдов**, **С. В. Глушков**

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

В работе с использованием САЕ-системы Ansys Fluent выполнено численное решение задачи об аэродинамике возвращаемого блока ракеты-носителя, прототипом которого служит центральный блок ракеты-носителя «Союз-2-1а», на участке падения на Землю. На каждом шаге интегрирования уравнений пространственного движения реализован алгоритм вычисления аэродинамических коэффициентов: модуль интеграции уравнений движения обращается к Ansys Workbench для решения стационарной задачи газодинамики методом конечных объёмов. Процедура включает построение геометрии расчётной области, сеточную генерацию, задание физической модели и граничных условий в Ansys Fluent и извлечение значений подъёмной, лобовой и боковой сил, а также моментов в зависимости от угла атаки. Получены графики зависимости стационарных аэродинамических коэффициентов от угла атаки, используемые в моделях свободного неуправляемого движения блока после отделения. При использовании уточнённых аэродинамических коэффициентов на каждом шаге интегрирования выполнен интегральный расчёт траекторий с учётом ветрового нагружения, что позволило оценить предполагаемые координаты и районы падения. Представленная методика даёт возможность получать уточнённые траектории движения, учитывать неосесимметричность и в дальнейшем учитывать упругость конструкции для повышения точности прогнозов и уменьшения возможного вреда для экологии.

Ключевые слова: Ansys Workbench, Ansys Fluent, центральный блок, пространственное движение, район падения, ветровое нагружение.

Поступила в редакцию: 08.09.2025. *Принята к печати:* 28.11.2025.

Введение

Определение размеров районов падения отделяемых частей конструкции ракеты-носителя и их минимизация является важнейшей экологической проблемой [1], возникающей при проектировании ракетно-космических комплексов. Её решение выполняется путём моделирования динамики пространственного движения отделяемых частей на пассивном участке траектории. Следует отметить, что свободное движение в пространстве отработавшего блока после его отделения происходит под действием силы тяжести и аэродинамических сил, определяемых аэродинамическими коэффициентами. При модели-

ровании пространственного движения возвращаемого блока ракеты-носителя, прототипом которого является центральный блок РН «Союз-2-1а», принят алгоритм, позволяющий рассчитывать аэродинамические коэффициенты на каждом шаге интегрирования. Он разделён на два блока: первый – непосредственно сам программный модуль интегрирования уравнений движения возвращаемого центрального упругого блока ракеты-носителя, второй – программный комплекс Ansys Workbench (включающий Fluent, CFX, Iserpak, Polyflow), к которому на каждом шаге интегрирования обращается первый программный модуль. При этом решение задачи газодинамики выполняется методом конечных объёмов при помощи САЕ-системы (системы компьютерного инженерного анализа) Ansys Fluent. Она включает в себя построение геометрической модели расчётной об-

✉ smetanavladimir7@gmail.com

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2025

ласти, окружающей рассматриваемую конструкцию, разбиение расчётной области на конечные объёмы, а также построение физической модели, где указываются, например, подлежащие решению уравнения движения сплошной среды и граничные условия. Результаты расчёта представлены в виде графиков, характеризующих зависимости стационарных аэродинамических коэффициентов от угла атаки.

Общий расчёт движения блока первой ступени выполняется с помощью известных моделей, параметрами которых являются данные, полученные в Ansys.

Текущие подходы к моделированию динамики отделяемых частей ракет-носителей, таких как центральный блок «Союз-2-1а», включают баллистические модели с упрощёнными уравнениями движения и статическими аэродинамическими коэффициентами, интегрирование с шестью степенями свободы (6-DOF) для учёта поступательного и вращательного движения, а также методы, интегрированные с вычислительной гидродинамикой, для расчёта аэродинамики [2, 3]. Эти решения обеспечивают точность 80–95 % и используются для оптимизации зон падения, но часто полагаются на фиксированные коэффициенты из предварительных расчётов или экспериментов, что ограничивает учёт нестационарных эффектов и упругих деформаций. Интеграция вычислительной гидродинамики с траекторным моделированием в реальном времени применяется редко из-за высокой вычислительной нагрузки.

Новизна предложенного алгоритма заключается в интеграции вычислительной гидродинамики с интегрированием уравнений движения в реальном времени, что позволяет динамически учитывать аэродинамические изменения на каждом шаге, повышая точность предсказания зон падения по сравнению с фиксированными коэффициентами. Кроме того, алгоритм включает учёт упругих деформаций центрального блока через расчёты в Ansys Workbench, что добавляет полноту моделирования, отсутствующую в стандартных подходах с шестью степенями свободы. Модульная архитектура упрощает интеграцию с существующими моделями, делая метод более эффективным для экологической оптимизации. Эти особенности отличают алгоритм от текущих решений, где вычислительная гидродинамика обычно применяется в предварительных расчётах, и могут способствовать улучшению точности в предсказании траекторий.

1. Математическая модель пространственного движения

На основе аэродинамических характеристик и параметров полета необходимо произвести моделирование движения центрального блока при помощи системы уравнения движения в проекциях на стартовую систему координат. Основной блок программы, рассчитывающий баллистическое движение, приведен ниже [2]:

$$\left\{ \begin{array}{l} m(t) \frac{dV_x}{dt} = -C_x q S \cos \theta \cos \Omega - C_y q S \sin \theta + C_z q S \cos \theta \sin \Omega - m g \sin \eta; \\ m(t) \frac{dV_y}{dt} = C_x q S \sin \theta \cos \Omega + C_y q S \cos \theta - C_z q S \sin \theta \sin \Omega - m g \cos \eta; \\ m(t) \frac{dV_z}{dt} = -C_x q S \sin \Omega - C_z q S \cos \Omega - m g \cos \eta - C_z S \frac{\rho W^2}{2}; \\ \frac{dx}{dt} = V_x; \quad \frac{dy}{dt} = V_y; \quad \frac{dz}{dt} = V_z; \quad V^2 = V_x^2 + V_y^2 + V_z^2; \\ r^2 = x^2 + (R + y)^2 + z^2; \quad h = r - R; \\ \eta = \arctg \frac{x}{R + y}; \quad \theta = \arccos \frac{V_x}{V}; \quad \Omega = \arccos \frac{V_z}{V}; \quad \alpha = \varphi - \theta, \end{array} \right.$$

где m – значение массы ракеты-носителя в текущий момент времени; q – скоростной напор, S – площадь миделя, V – абсолютная скорость ракеты-носителя; V_x и V_y – скорость ракеты-носителя в земной системе координат; X , Y – соответственно силы лобового сопротивления и подъемная сила ракеты; g – ускорение свободного падения; φ – угол тангажа, измеренный между продольной осью ракеты-носителя и горизонтом старта; $\varphi_{пр}(t)$ – программное значение угла тангажа; α – угол атаки; x – дальность полета; $y=h$ – высота ракеты-носителя над поверхностью Земли; η – полярный угол; $R = 6371$ км – средний радиус земного шара; ϑ – угол наклона траектории, Ω – наклон орбиты, W – скорость ветра.

Ввиду осесимметричности конструкции коэффициент бокового сопротивления принимается равным коэффициенту подъемной силы.

Система уравнений доработана для трехмерного случая на основе [4].

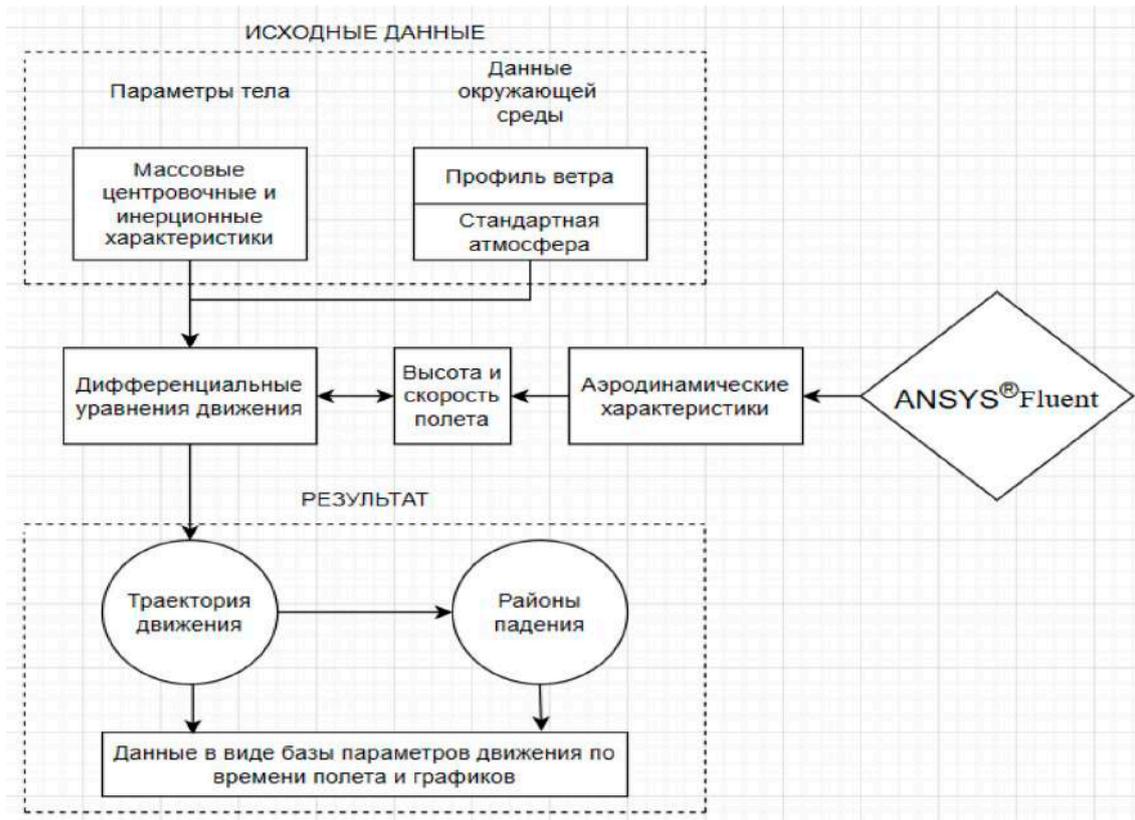


Рисунок 1. Общая блок-схема расчетного комплекса

2. Построение расчётной области в Ansys

Для вычисления аэродинамических характеристик отделяемого блока ракеты-носителя в программе Fluent применяется связанная система координат, начало которой располагается в центре масс рассматриваемого блока (расположенном на расстоянии 11.55 м от нижнего среза корпуса блока). При этом ось x направляется вдоль оси блока в сторону верхней опоры, ось y – в сторону воздушного руля, а ось z проводится так, чтобы получилась правая система координат (рисунок 1). Влиянием фермы на аэродинамику блока пренебрегается.

Следует отметить, что в расчётах используются значения параметров стандартной атмосферы для высоты 40 км [5]: давление $p = 287.143$ Па; плотность $\rho = 3.99566 \cdot 10^{-3}$ кг/м³; скорость звука $a = 317.189$ м/с; динамическая вязкость $\mu = 1.6009 \cdot 10^{-5}$ Па·с. Создание геометрической модели расчётной области выполняется средствами модуля проекта DesignModeler программного комплекса Ansys Workbench. При этом сначала строятся поверхности, описывающие внешнюю геометрию блока (рисунок 2). Они используются для определения объёма, занимаемого блоком.

Характеристики объекта исследования взяты из открытых источников [6].

Далее выполняется построение шара газообразной среды, окружающего блок, радиусом r_{in} 25 м и с центром в начале координат. И, наконец, на завершающем этапе выполняется булева операция вычитания (Subtract) объёма блока из шара. Построенному таким образом полному объёму присваивается имя «Rotating», и для него в качестве материала выбирается Fluid. Затем, собственно, для моделирования расчётной области газообразной среды генерируются цилиндр и полушар со сферическим вырезом. Как известно, для корректного задания граничных условий размеры расчётной области должны быть достаточно большими [1]. Учитывая этот факт, длина цилиндра принята равной 200 м, а радиусы цилиндра и полушара $R = 120$ м (рисунок 3). Радиус сферического выреза составляет $r_{out} = 25.001$ м, что на 1 мм больше r_{in} . Здесь угол атаки α выбирается в качестве проектного параметра, что позволяет легко изменять его значение.

Для данной расчётной области создаются следующие выборки (рисунок 3): «Inlet» – поверхность полушара и боковая поверхность цилиндра; «Outlet» – торцевая поверхность цилиндра; «CentralBlock» – внутренняя поверхность объёма «Rotating», представляющая блок; «Interface_in» – внешняя поверхность объёма «Rotating»; «Interface_out» – поверхность сферического выреза в объёме «Fluid».

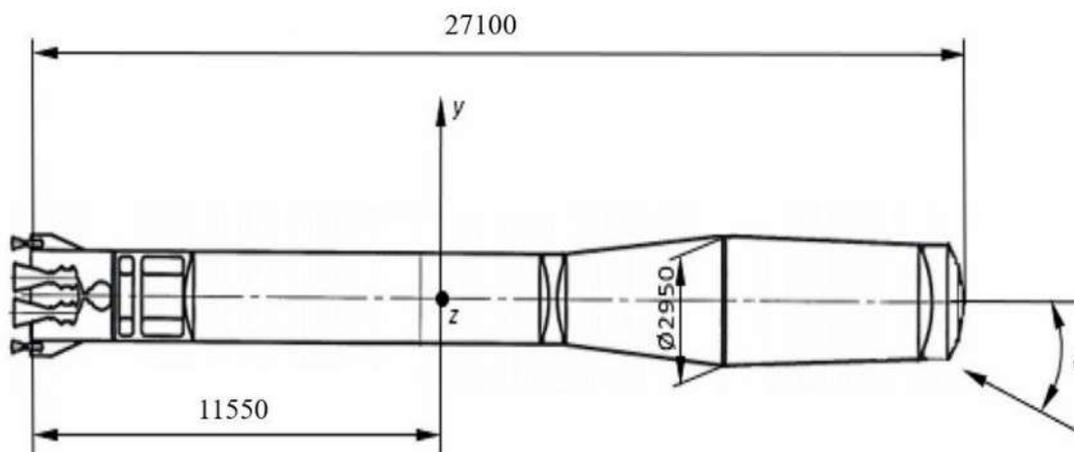


Рисунок 2. Эскиз блока и связанная система координат

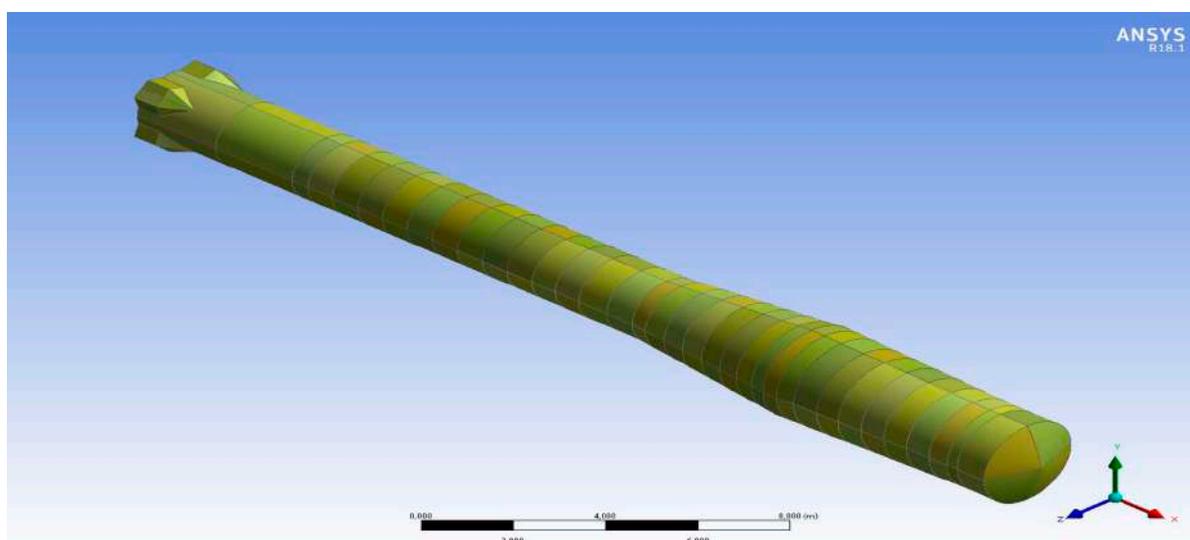


Рисунок 3. Поверхности, моделирующие блок

Для определения параметров сетки на отдельных частях геометрической модели (рёбрах, гранях, объёмах) можно воспользоваться локальными настройками. В нашем случае для поверхностей из именованных выборок задаются следующие размеры расчётных ячеек: «CentralBlock» – 0,1 м; «Interface_in» – 1 м; «Interface_out» – 2 м. Построенная сетка представлена на рисунке 4, где для удобства изображения показано сечение плоскостью xu и сделана выноска, демонстрирующая слой расчётных ячеек, окружающие блок.

3. Построение физической модели

Физическая модель определяется непосредственно в программе Fluent. При работе с данной программой прежде всего необходимо выбрать один из двух решателей. Решатель *Pressure-Based* подключает алгоритм расчёта уравнений Навье–Стокса, основанный на методе коррекции давлe-

ния. Решатель *Density-Based* базируется на решении уравнения для плотности, а давление вычисляется из уравнения состояния. Следует отметить, что первый разработан и традиционно используется для несжимаемых и слабо сжимаемых течений, а второй изначально был создан для высокоскоростных сжимаемых течений. В настоящее время оба подхода применимы для расчёта течений в широком диапазоне параметров, однако в некоторых ситуациях лучшие результаты обеспечивает первый, а в других – второй. В данной работе при расчёте аэродинамических характеристик блока для сравнения используются оба решателя.

Кроме того, нужно указать является ли задача стационарной *Steady* (то есть не зависящей от времени) или нестационарной *Transient* (когда расчётные величины зависят от времени). В нашем случае выбирается режим *Steady*.

Далее выполняется задание моделей физических процессов. На этом шаге необходимо ука-

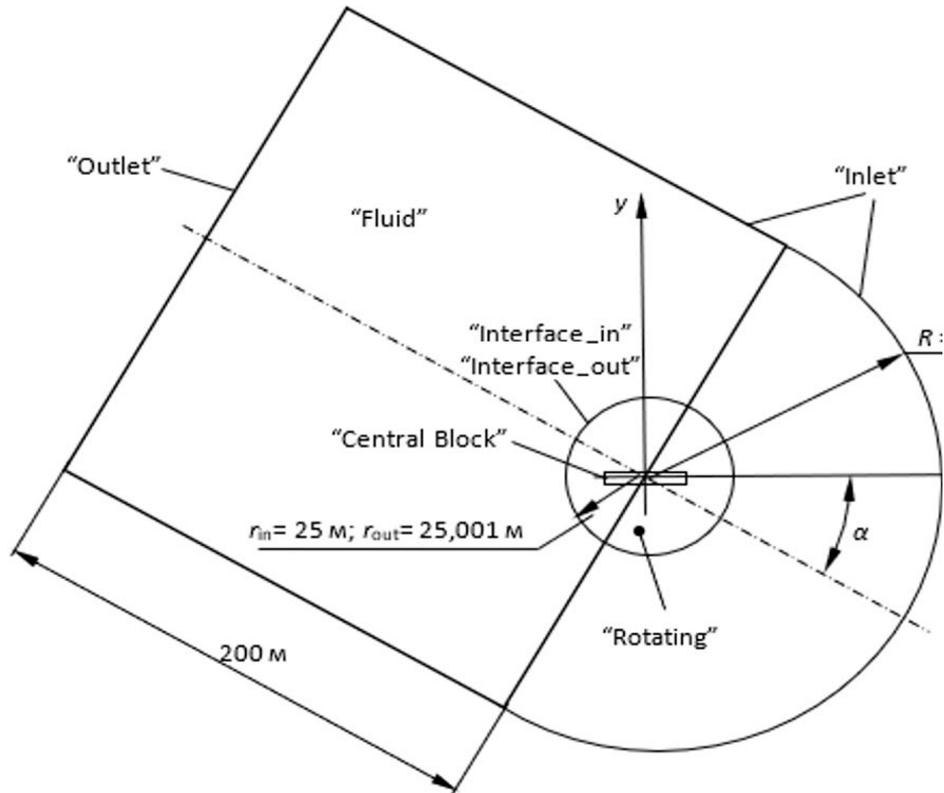


Рисунок 4. Расчётная область и именованные выборки

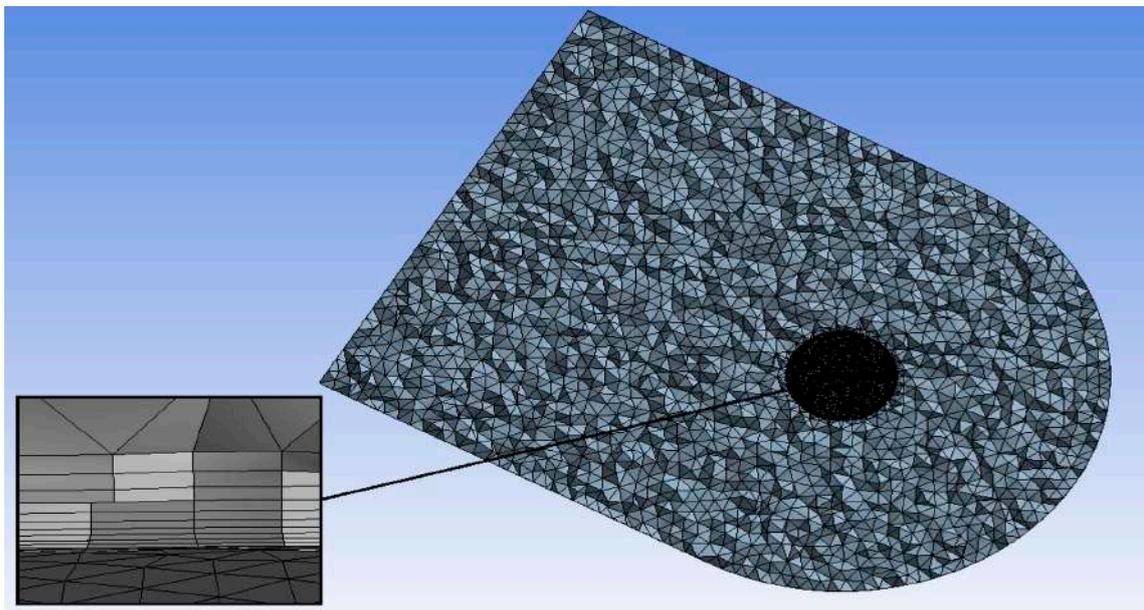


Рисунок 5. Разбивка на конечные объёмы

зять, какие уравнения движения сплошной среды будут решены. Исходная математическая модель всегда содержит уравнения законов сохранения массы и импульса. Все другие уравнения подключаются путём выбора их из списка моделей физических процессов, доступных в программе Fluent. Он включает в себя следующие опции: многофазность (Multiphase), тепловые эффекты (Energy), вязкость (Viscous), теплообмен излучением (Radiation), акустика (Acoustics) и т.п. Для

рассматриваемой задачи обтекания блока необходимо задать лишь вязкость, которая позволяет определить способ моделирования турбулентности. В данной работе выбирается модель турбулентности *SSTk-omega* [3] с параметрами, задаваемыми по умолчанию.

Важным этапом подготовки расчётной модели является задание материалов и их физических свойств. Для расчётных областей «Fluid» и «Rotating», как отмечалось ранее, используется

материал воздуха со значениями параметров стандартной атмосферы на высоте 40 км.

Затем задаются граничные условия. Они позволяют выделить единственное решение из множества всех решений дифференциальных уравнений, описывающих движение среды. Для этого необходимо определить значения искомых переменных на границах расчётной области. Граничные условия классифицируются в зависимости от их типа и того, какие газодинамические параметры заданы на границе. На входных и выходных границах программа Fluent позволяет использовать десять различных типов граничных условий.

В настоящей работе для определённых ранее именованных выборок (рисунок 3) назначаются следующие граничные условия:

- Для выборки «Inlet» устанавливается тип *Velocity Inlet*, предназначенный для задания скоростей и скаляров (температуры, концентрации компонента, турбулентных параметров и т.д.) на входных границах. При этом выбирается опция *Magnitude and Direction*, что позволяет отдельно задать абсолютную величину вектора скорости и его направление. Здесь число Маха m_∞ принимается равным 2 и, следовательно, величина скорости на высоте 40 км будет равна $v_\infty = m_\infty a = 634.378$ м/с. Направление вектора скорости определяется путём задания направляющих косинусов: $-\cos\alpha$; $\sin\alpha$; 0 (где α – угол атаки). Кроме того, в качестве метода определения турбулентности выбирается опция *Intensity and Viscosity Ratio* (интенсивность турбулентности и отношение турбулентной и ламинарной вязкостей) со значениями по умолчанию.

- Для выборки «Outlet» устанавливается тип *Pressure Outlet*, используемый для задания статического давления и других скалярных величин на выходе. Это условие предпочтительнее других граничных условий на выходе и обеспечивает лучшую сходимость, если в процессе решения возникает возвратный поток [7]. В нашем случае избыточное давление (*Gauge Pressure*) полагается равным нулю, а турбулентность описывается точно так же, как и на входе.

- Для выборки «Central Block» по умолчанию задаётся тип *Wall* для определения неподвижной границы (стенки).

- Для выборок «Interface_in» и «Interface_out» выбирается тип *Interface*, который позволяет описать контактное взаимодействие на указанных границах.

Отметим, что программа Fluent даёт возможность определить так называемые рабочие условия (*Operating Conditions*). Ненулевые рабочие условия для давления и/или плотности следует задавать, если изменения этих величин по сравнению с абсолютными значениями невелики, что позволяет предотвратить накопление ошибок округ-

ления. В нашем случае здесь вводится значение атмосферного давления на высоте 40 км, равное 287.143 Па [5].

Как известно, если в модели присутствуют несколько тел, то требуется дополнительная сетка контактных элементов на поверхностях их взаимодействия. В нашем случае имеются два тела «Fluid» и «Rotating», которые взаимодействуют по контактными поверхностям, помещённым в выборки «Interface_in» и «Interface_out». Им предварительно был присвоен тип граничных условий *Interface*. Созданная для данных тел сетка является неконформной, то есть узлы на границах зон взаимодействия не совпадают. Поэтому здесь необходимо определить интерфейсы, указывающие, что соседние ячейки через эти границы передают информацию.

В заключение необходимо установить ещё и так называемые ссылочные значения (*Reference Values*), то есть значения отдельных физических величин (длины, скорости, плотности, давления и т.д.), которые используются на этапе просмотра результатов для вычисления безразмерных параметров, например аэродинамических коэффициентов. Ссылочные значения можно установить, исходя из данных на входе. Кроме того, здесь нужно задать характерную площадь и характерную длину. В настоящей работе в качестве характерной площади задаётся площадь мидела $S_{\text{мид}} = \frac{\pi d_{\text{мид}}^2}{4} = 6.83493$ м², а за характерную длину принимается длина блока без фермы $L = 27.100$ м (рисунок 1).

4. Результаты расчётов в Ansys

Как известно, решение стационарной задачи гидрогазодинамики в программе Fluent выполняется методом последовательных приближений (итераций). На рисунке 6 показаны зависимости коэффициента нормальной силы от числа итерации для одного из значений угла атаки ($\alpha = 120^\circ$), где меткой 1 обозначены кривые, полученные при использовании решателя *Pressure-Based*, а меткой 2 – кривые, рассчитанные на базе решателя *Density-Based*. Как видно, наблюдается достаточно хорошая сходимость и хорошее совпадение двух решений.

Далее в качестве примера представлены некоторые результаты для угла атаки $\alpha = 115^\circ$. Так, на рисунке 6 показано распределение скорости в плоскости xu . Видно, что максимальная скорость равна 1037 м/с, причём скорость невозмущённого потока составляет 634.378 м/с. На рисунке 7 изображено распределение давления по поверхности блока. Как видно, давление изменяется в пределах от минус 2068 до 911.5 Па.

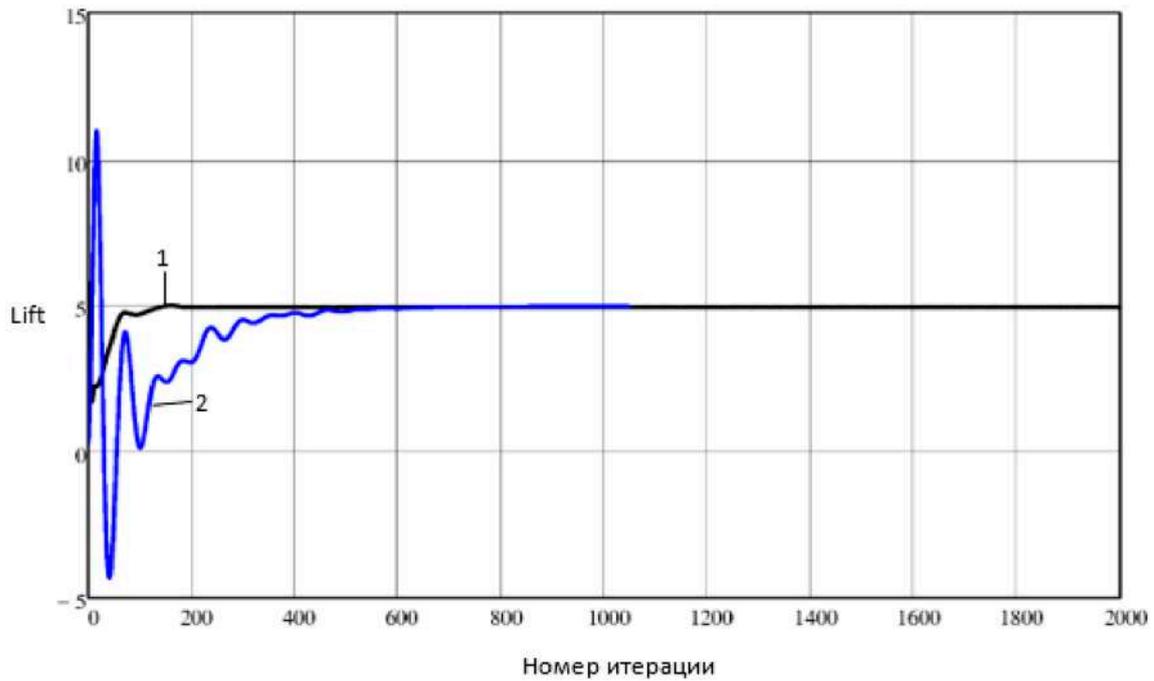


Рисунок 6. Сходимость по коэффициенту аэродинамической силы, действующей вдоль оси y

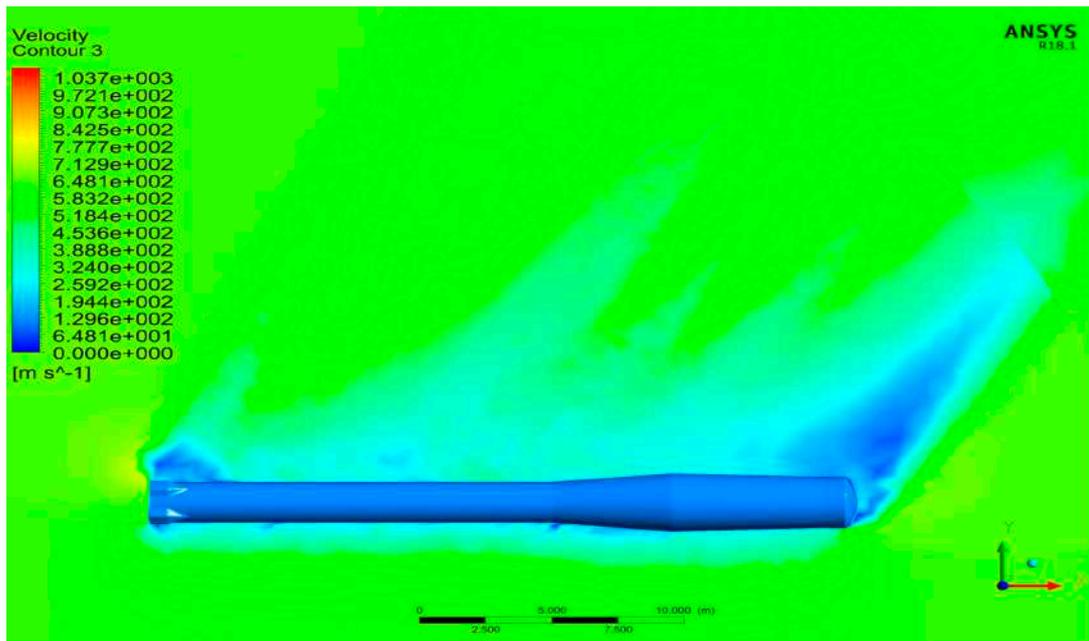


Рисунок 7. Поле скорости в плоскости xu

Основной целью настоящей работы является расчёт для блока аэродинамических коэффициентов продольной силы C_x , нормальной силы C_y и продольного момента m_z для различных углов атаки α . Соответствующие графики приведены на рисунках 8–10. Следует отметить, что угол атаки α здесь варьировался в диапазоне от 0 до 180° с шагом 10°, а при резком изменении аэродинамических коэффициентов – с шагом 5°. Как видно из представленных рисунков, при угле атаки $\alpha = 60^\circ$ коэффициент аэродинамической нормальной силы, а также коэффициент аэродинамическо-

го продольного момента достигают максимальных значений. Кроме того, в районе угла $\alpha = 110^\circ$ наблюдается резкое изменение коэффициента аэродинамической продольной силы.

5. Результаты расчетов в баллистическом модуле

Согласно открытой трансляции полета РН «Союз-2-1а» с кораблем «С.П. Королев», проводимой ГК «Роскосмос» 18 марта 2022 года, центральный блок (прототипом которого является

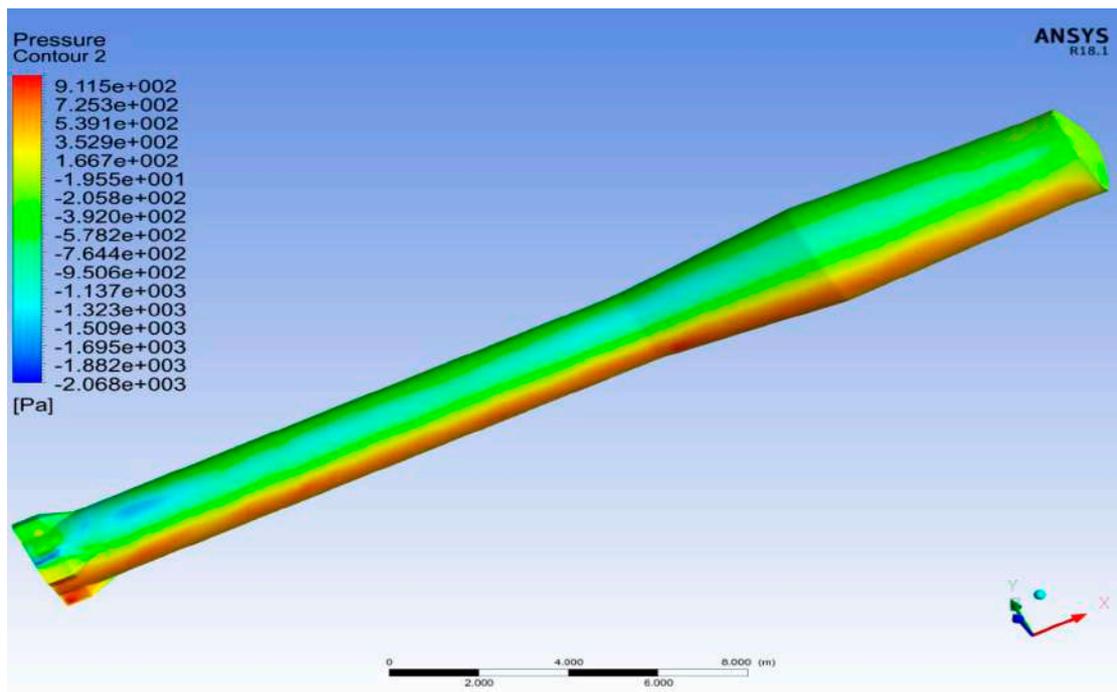


Рисунок 8. Распределение давления по поверхности блока

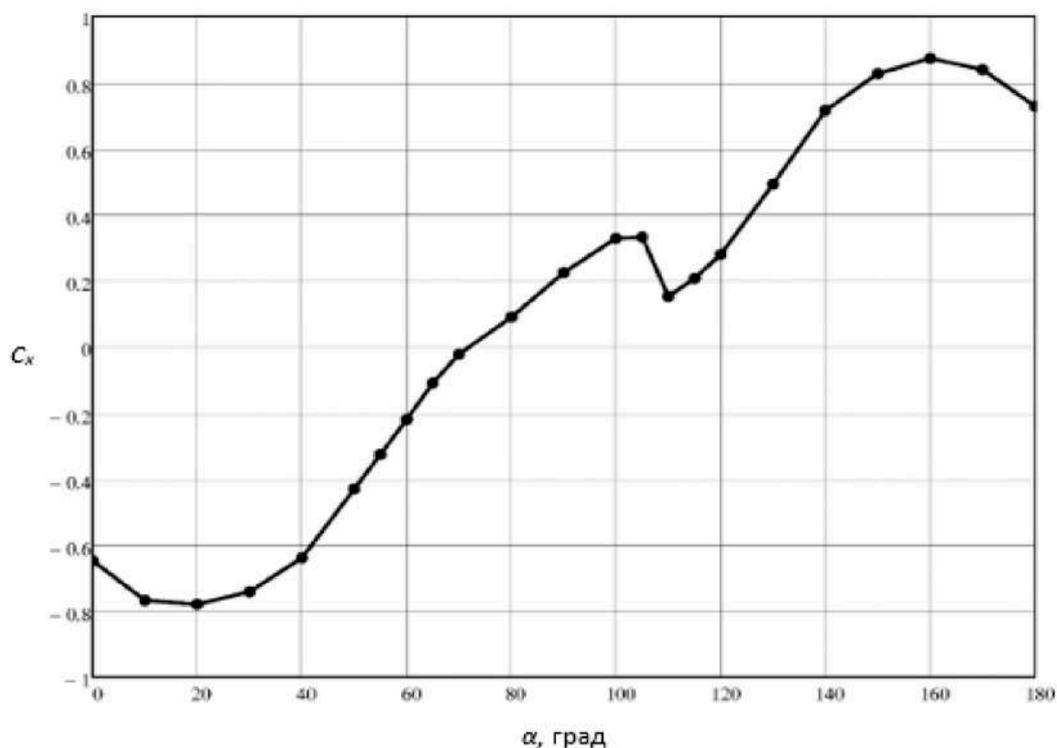


Рисунок 9. Зависимость коэффициента продольной силы от угла атаки

объект исследования) отделяется в момент времени 287.7 с. РН в этот момент имеет скорость 3750, высоту 145 км и дальность 450 км [8]. На основании представленного алгоритма моделирования возмущенного движения были получены районы падения, учитывающие форму блока и условия обтекания его потоками воздушных масс с различными углами атаки (рисунки 13–15).

В таблице представлены данные для наклонения орбиты 98°. Расчетная программа на языке C++ с применением фреймворка Qt базируется на программе, применяемой в [9]. В расчетах учитывается сила ветра, направленная с востока вдоль оси z. В качестве стартовой площадки рассматривается космодром «Восточный».

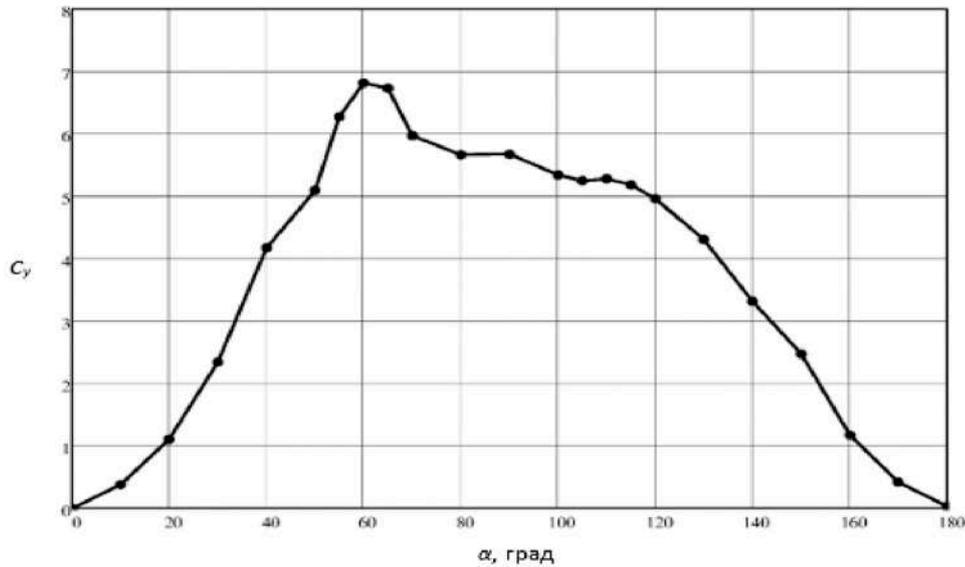


Рисунок 10. Зависимость коэффициента нормальной силы от угла атаки

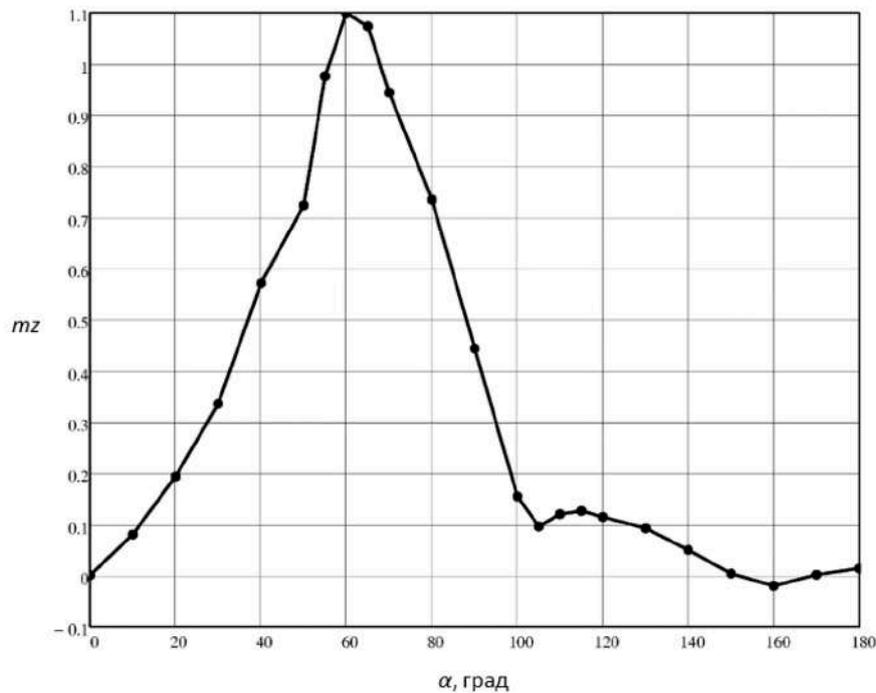


Рисунок 11. Зависимость коэффициента продольного момента от угла атаки

При формировании районов падения используются принимаемые в ракетостроительной практике отклонения блока (± 75 км – продольное рассеивание, ± 50 км – боковое рассеивание).

Заключение

Таким образом, представленная в данной статье методика решения задачи газодинамики для блока в неосесимметричной постановке даёт возможность рассчитывать возмущенное движение возвращаемого блока ракеты-носителя с учётом уточнённых аэродинамических коэффициентов на каждом шаге интегрирования для любых углов

атаки. Это напрямую связано с введённой в начале проблемы минимизации районов падения отделяемых частей ракет-носителей, таких как центральный блок РН «Союз-2-1а», и экологической оптимизации запусков. При использовании этих коэффициентов в качестве исходных данных расчёта можно получить траектории движения отработавшего блока и определить координаты и районы падения, что повышает точность предсказания по сравнению с традиционными баллистическими моделями.

Задача о нахождении районов падения отделяемых частей является очень важной как для штатных ракет-носителей, так и для перспективных.

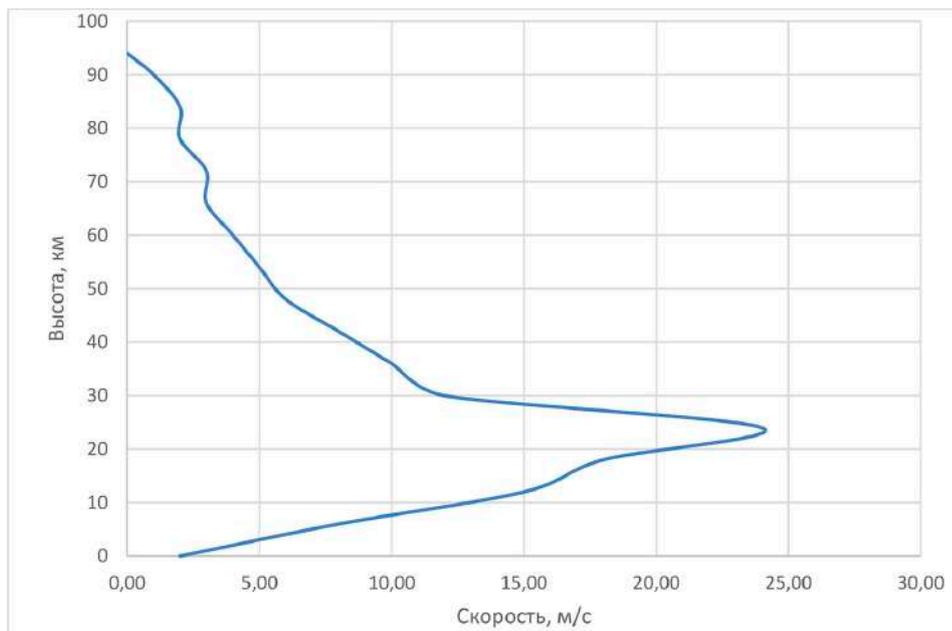


Рисунок 12. Зависимость скорости ветра на космодроме «Восточный» от высоты полета [10]

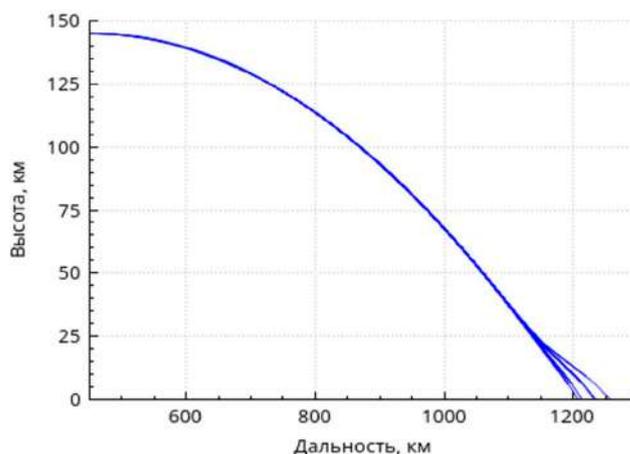


Рисунок 13. Траектория полета блока после отделения

Таблица

Результаты расчета дальности полета блока

α , град	0	20	40	60	80	100	120	140	160	180
x , км	1200	1213	1226	1243	1233	1225	1220	1204	1197	1195
z , км	2.818	2.573	1.747	0.506	1.119	1.188	1.365	1.903	2.461	2.759

Она особенно актуальна ввиду тенденций переноса всё большего количества запусков на космодром «Восточный» и необходимости определения районов падения в восточной части России [1]. Полученные результаты позволяют оценить предполагаемые места падения блока, чтобы учесть возможный вред для экологии и минимизировать воздействие на окружающую среду.

Приведённый в работе подход в дальнейшем позволит получить уточнённые траектории

движения, в том числе с учётом упругости конструкции, что добавляет полноты моделированию и отличает его от существующих методов. Интеграция вычислительной гидродинамики с интегрированием уравнений движения в реальном времени открывает путь к более точному и экологически ответственному проектированию ракетно-космических систем, способствуя снижению зон падения и улучшению общей эффективности.

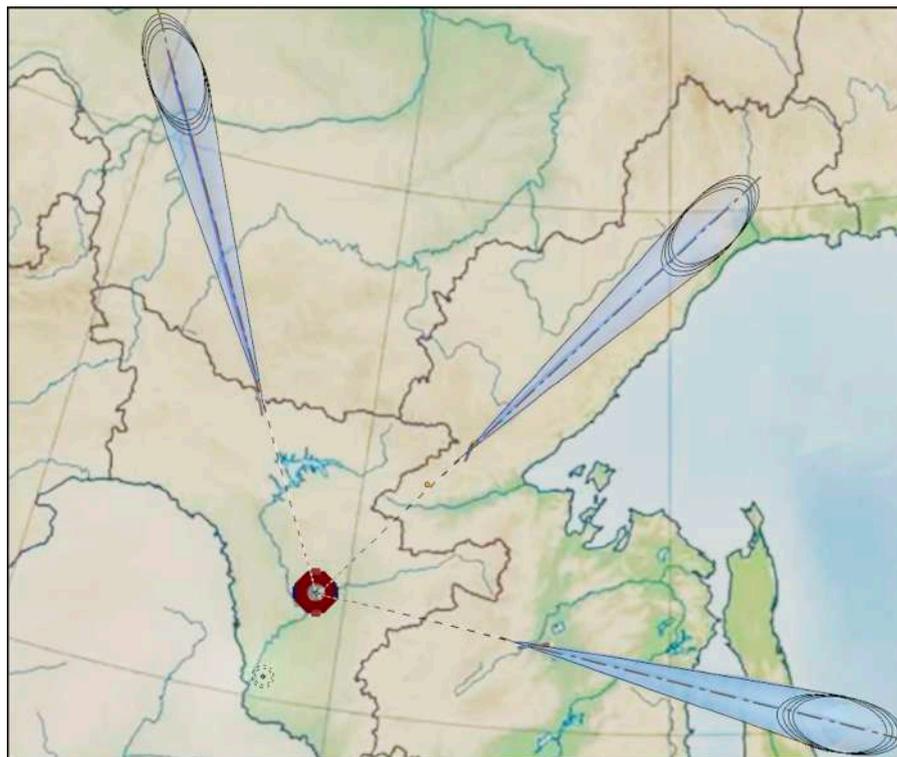


Рисунок 14. Рассчитанные районы падения для трех трасс полета (с наклонениями 51.7° , 64.8° и 98°) на примере запуска с космодрома «Восточный»

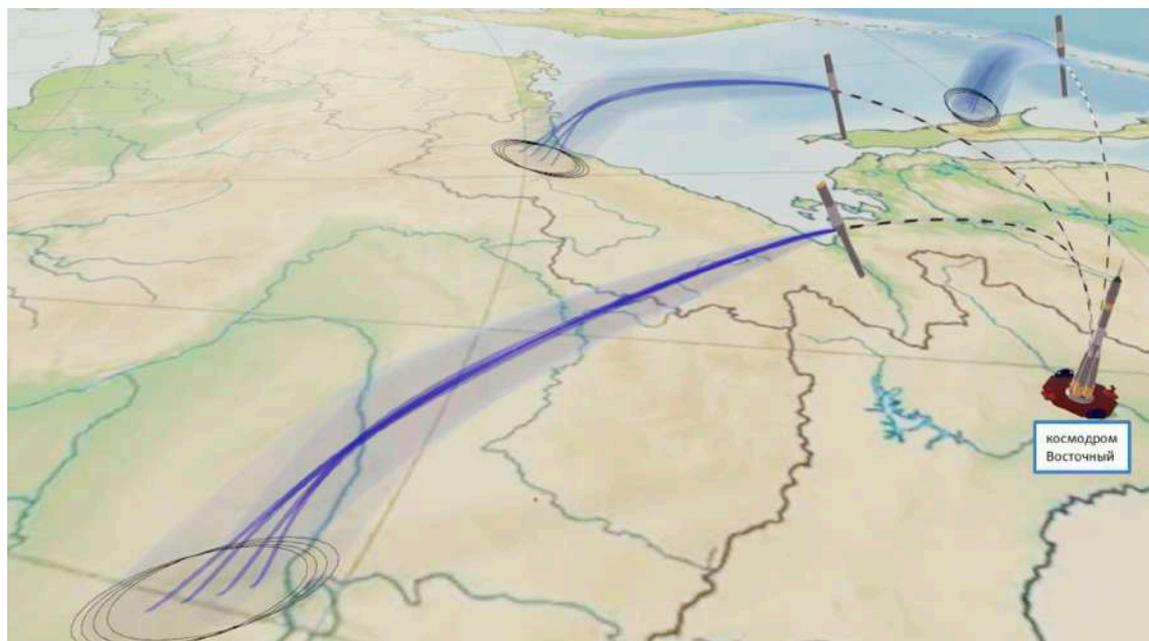


Рисунок 15. Траектории и районы падения в объемном представлении на карте Дальнего Востока (пунктиром показана траектория выведения, светлым – рассчитанная траектория падения блока)

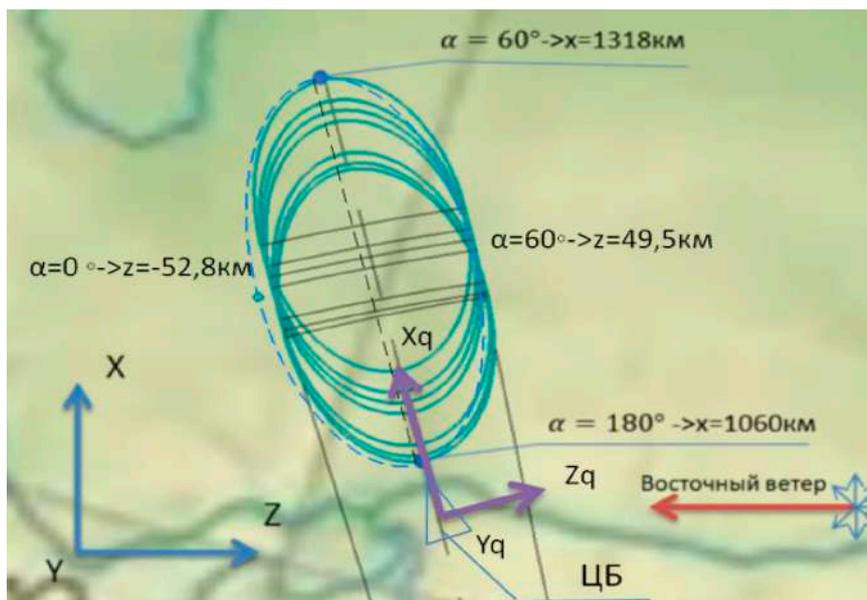


Рисунок 16. Габариты области расчетного района падения

Список литературы

- [1] Ang L. P., Kong F., Hernández-Rodríguez E. et al. Rocket launches threaten global biodiversity conservation // *Communications Earth & Environment*. 2024. no. 5. doi: 10.1038/s43247-024-01963-x.
- [2] Morgado F. M. P., Marta A. C., Gil P. J. S. Multistage rocket preliminary design and trajectory optimization using a multidisciplinary approach // *Struct Multidisc Op-tim*. 2022, vol. 65, pp. 192. doi: 10.1007/s00158-022-03285-y.
- [3] Rossano V., De Stefano G. Testing a Generalized Two-Equation Turbulence Model for Computational Aerodynamics of a Mid-Range Aircraft // *Appl. Sci*. 2023. no. 13. doi: 10.3390/app132011243.
- [4] Сметана В. В., Давыдов И. Е., Лазарев А. А. Исследование динамики возмущенного движения многоразового упругого блока ракеты-носителя на участке посадки // *Инженерный журнал: наука и инновации*. 2024. Вып. 9.
- [5] ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: ИПК Издательство стандартов, 2004.
- [6] Семейство ракет-носителей «Союз-2» [Электронный ресурс]. URL: spacepi.space/wiki/article/semejstvo-raket-nositelej-soyuz-2/ (дата обращения 10.06.2025).
- [7] Федорова Н. Н., Вальгер С. А., Данилов М. Н., Захарова Ю. В. Основы работы в ANSYS17. М.: ДМК Пресс, 2017. 210 с.
- [8] Ракета «Союз-2.1а» с кораблем «С. П. Королев» стартовала с космодрома «Байконур» [Электронный ресурс]. URL: www.youtube.com/watch?v=1Mzc4NEhx1M (дата обращения 20.10.2023).
- [9] Сметана В. В., Хайруллин И. И., Глушков С. В. и др. Расчет динамики возмущенного движения ракеты-носителя легкого класса с учетом ветрового нагружения и упругости конструкции // *Всероссийская молодёжная научная конференция с международным участием «XVII Королёвские чтения», посвящённая 35-летию со дня первого полёта МТКС «Энергия-Буран»*. 2023. Т. 1. С. 128-129.
- [10] Золотухина О. И., Горбатенко В. П., Вареник П. А. Характеристики ветра, ограничивающего пуски ракет космического назначения в районе космодромов «Байконур» и «Восточный» // *Труды ГГО*. 2015. № 578. С. 174-191.

CALCULATION OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A RECOVERABLE CARRIER-ROCKET CORE STAGE OF THE SOYUZ-2-1A TYPE IN MODELING ITS DISTURBED MOTION

V. V. Smetana, I. E. Davydov, S. V. Glushkov

Samara National Research University

Samara, Russian Federation

Using the CAE system Ansys Fluent, a numerical solution was obtained for the aerodynamics problem of a recoverable carrier-rocket block whose prototype is the central core of the Soyuz-2-1a launch vehicle, on the descent segment to Earth. At each time step of the integration of the spatial motion equations, an algorithm for computing aerodynamic coefficients is implemented: the motion-integration module calls Ansys Workbench to solve a steady gasdynamic problem by the finite-volume method. The procedure includes construction of the computational domain geometry, mesh generation, specification of the physical model and boundary conditions in Ansys Fluent, and extraction of lift, drag and side forces as well as moments as functions of angle of attack. Plots of the steady aerodynamic coefficients versus angle of attack were obtained and used in models of the free uncontrolled motion of the block after separation. Using the refined aerodynamic coefficients at each integration step, an integral trajectory calculation was performed accounting for wind loading, which made it possible to estimate the expected coordinates and impact areas. The presented methodology enables obtaining refined motion trajectories, accounting for non-axisymmetric configurations and, in future work, incorporating structural elasticity to improve prediction accuracy and reduce potential environmental harm.

Keywords: Ansys Workbench, Ansys Fluent, central core, spatial motion, impact area, wind loading.

Submitted: 08.09.2025. Accepted: 28.11.2025

References

- [1] Ang L.P., Kong F., Hernández-Rodríguez E. et al. Rocket launches threaten global biodiversity conservation // Communications Earth & Environment, 2024, no. 5. doi: 10.1038/s43247-024-01963-x.
- [2] Morgado F.M. P., Marta A. C., Gil P.J.S. Multistage rocket preliminary design and trajectory optimization using a multidisciplinary approach // Structural and Multidisciplinary Optimization, 2022, vol. 65, P. 192. doi: 10.1007/s00158-022-03285-y.
- [3] Rossano V., De Stefano G. Testing a Generalized Two-Equation Turbulence Model for Computational Aerodynamics of a Mid-Range Aircraft // Applied Sciences, 2023, no. 13. doi: 10.3390/app132011243.
- [4] Smetana V. V., Davydov I. E., Lazarev A. A. Investigation of the dynamics of perturbed motion of a reusable elastic rocket stage in the landing segment // Engineering Journal: Science and Innovations, 2024, no. 9.
- [5] GOST 4401-81. Standard atmosphere. Parameters. Moscow, IPK Standards Publishing, 2004.
- [6] The Soyuz-2 rocket family. Available at: spacepi.space/wiki/article/semestvo-raket-nositelej-soyuz-2/ (accessed June 10, 2025).
- [7] Fedorova N. N., Valger S. A., Danilov M. N., Zakharova Yu. V. Fundamentals of Working with ANSYS17. Moscow, DMK Press, 2017. 210 p.
- [8] Soyuz-2.1a rocket with the spacecraft «S. P. Korolev» launched from the Baikonur Cosmodrome. Available at: www.youtube.com/watch?v=1Mzc4HEhx1M (accessed 20.10.2023).
- [9] Smetana V. V., Khairullin I. I., Glushkov S. V. et al. Calculation of the dynamics of perturbed motion of a light-class launch vehicle accounting for wind loading and structural elasticity // All-Russian Youth Scientific Conference with International Participation «XVII Korolev Readings», dedicated to the 35th anniversary of the first flight of the MTCS «Energia-Buran», 2023, vol. 1, pp. 128–129.
- [10] Zolotukhina O. I., Gorbatenko V. P., Varenik P. A. Wind characteristics limiting rocket launches at the Baikonur and Vostochny cosmodromes // Proceedings of the Main Geophysical Observatory, 2015, no. 578, pp. 174–191.

Сведения об авторах

Сметана Владимир Владимирович – аспирант, старший лаборант кафедры динамики полета и систем управления Самарского университета. Область научных интересов: динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.

Давыдов Игорь Евгеньевич – кандидат технических наук, доцент кафедры динамики полета и систем управления, доцент кафедры космического машиностроения имени генерального конструктора Д. И. Козлова Самарского университета. Область научных интересов: динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.

Глушков Сергей Валериевич – кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения имени генерального конструктора Д. И. Козлова, доцент кафедры математического моделирования в механике Самарского университета. Область научных интересов: прикладная механика, прочность летательных аппаратов, упругость конструкции изделий ракетно-космической техники.

ЭЛЕКТРОМАГНИТНАЯ СИСТЕМА КОМПЕНСАЦИИ ВЕСА

В. Н. Максимов^{1, 2}, П. Н. Максимов^{✉1, 2}, К. В. Кондратьев¹

¹АО «Информационные спутниковые системы»
имени академика М. Ф. Решетнёва»

г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

²Сибирский государственный университет науки и технологий
имени академика М. Ф. Решетнёва

г. Красноярск, Российская Федерация

В статье детально представлены результаты исследования и разработки уникальной активной электромагнитной системы компенсации веса, созданной инженерами АО «Решетнёв». Основное предназначение данной системы – проведение модальных испытаний современных слабодемпфированных конструкций, характерных для космической отрасли. Ключевая задача системы заключается в создании и поддержании условий, максимально достоверно моделирующих состояние невесомости на Земле. Этот эффект достигается благодаря сложному, прецизионно управляемому взаимодействию электродинамических сил. Авторами подробно изложен основной принцип функционирования системы, а также её конструктивная реализация, уделено особое внимание описанию ключевых узлов. Предложен и математически обоснован инновационный метод формирования зависимости управляющего тока от координаты подвижного элемента, что является основой точного управления. Для обеспечения высочайшей стабильности и динамической точности в систему были интегрированы и адаптированы продвинутые алгоритмы регулирования, использующие ПИД-контроль. Существенный скачок в качестве управления был достигнут за счёт внедрения специализированного мощного усилителя тока, который позволил убрать электродвижущую силу индукции и существенно повысить точность задания возбуждающей силы. Проведённый комплекс экспериментальных исследований и испытаний в полной мере подтвердил высокую эксплуатационную состоятельность и эффективность всех разработанных технических решений. Полученные результаты также позволили выявить конкретные перспективные направления для дальнейшей оптимизации системы с целью улучшения её характеристик.

Ключевые слова: электромагнитная система компенсации веса, модальные испытания аэрокосмической техники, алгоритм компенсации веса.

Поступила в редакцию: 14.11.2025. Принята к печати: 28.11.2025.

Введение

В наше время для проверки достоверности конечно-элементных моделей аэрокосмических конструкций активно стали использоваться модальные испытания [1–4]. Эти испытания позволяют получить подлинные динамические характеристики изделия, обеспечивая основу для корректного сравнения с результатами численного моделирования.

Для получения максимально достоверных результатов модальных испытаний [5–7] необходимо воссоздание условий, приближенных к тем, в которых техника будет функционировать на самом деле. И ключевым фактором здесь выступает состояние невесомости. Добиться такого режима на земле позволяет применение специализированных систем обезвешивания [8–11], которые частично или полностью нейтрализуют влияние гравитации на исследуемый объект.

Наиболее прогрессивной разновидностью таких систем являются активные комплексы обезвешивания. Это высокотехнологичные установки,

✉ 1528d@mail.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2025

снабжённые сенсорами и исполнительными механизмами, работающими в рамках замкнутого контура управления. Их задача – в режиме реального времени компенсировать силу тяжести, обеспечивая «искусственную невесомость».

Особый интерес в научной и инженерной среде вызывают магнитные системы обезвешивания. Используя мощное магнитное поле, они способны создавать значительные уравновешивающие усилия, при этом отличаясь низким энергопотреблением [12,13]. Такая эффективность позволяет значительно сократить габариты оборудования и повысить его мобильность и технологичность.

В настоящей работе показана активная магнитная система компенсации веса, включающая в себя как неподвижные, так и подвижные элементы. К первым относятся: стальной корпус (1), постоянный магнит (2), стальной диск (4), энкодер (7) и аэростатический подшипник (5). Подвижная часть представлена медной катушкой (3), штоком (6) и линейкой (8). Компонентная схема устройства изображена на рисунке 1.

Медная катушка подключена к источнику электропитания, и при прохождении по ней электрического тока в соответствии с законом Ампера возникает электромагнитная сила, индуцирующая поступательное перемещение катушки вдоль вер-

тикальной оси. Вектор этого движения определяется направлением тока, что позволяет управлять вертикальным положением подвижного элемента за счёт изменения силы тока [14, 15].

Состояние динамического равновесия достигается в тот момент, когда сила Ампера точно уравновешивает гравитационное воздействие на подвижную часть, обеспечивая тем самым её устойчивую левитацию – физически реализуемую аналогию условий невесомости.

Во избежание паразитного механического трения, способного вносить нежелательные диссипативные потери и снижать чувствительность системы, в конструкции используется аэростатический подшипник [16]. Он работает на принципах газовой смазки, формируя несущий слой воздуха между соприкасающимися поверхностями.

Система управления реализована на основе обратной связи, включающей высокоточный энкодер и линейку положения. Эти компоненты позволяют с высокой точностью отслеживать вертикальное смещение подвижной части и корректировать подаваемое напряжение, обеспечивая непрерывный контроль и точную стабилизацию положения в режиме реального времени.

1. Кривая зависимости тока от положения

Свободный ход подвижного элемента составляет 32 мм при массе 792 г, что требует силы 7.7 Н для полной компенсации гравитации. Однако из-за нелинейного распределения магнитного поля в зазоре между постоянным магнитом и корпусом одинаковый ток в катушке вызывает различную по величине силу Ампера в зависимости от текущего положения элемента.

Для стабилизации системы необходимо определить зависимость тока от координаты подвижного элемента, обеспечивающую постоянную гравитационную компенсацию по всему диапазону перемещений. Это позволяет точно регулировать ток, формируя требуемую уравновешивающую силу. При изменении массы элемента управляющий ток масштабируется пропорционально весу, что сохраняет режим обезвешивания без модификации аппаратной части.

Для построения соответствующей характеристики реализован алгоритм на C++ с ПИД-регулятором (пропорциональный интегрирующий дифференцирующий регулятор), управляющим генератором напряжения. Алгоритм загружен в микроконтроллер и использует данные от энкодера с разрешением 1 мкм. Таким образом, при смещении на 32 мм регистрируется 32 000 импульсов [17].

Напряжение измерялось с шагом 100 мкм, на каждом участке фиксировались 1000 отсчётов,

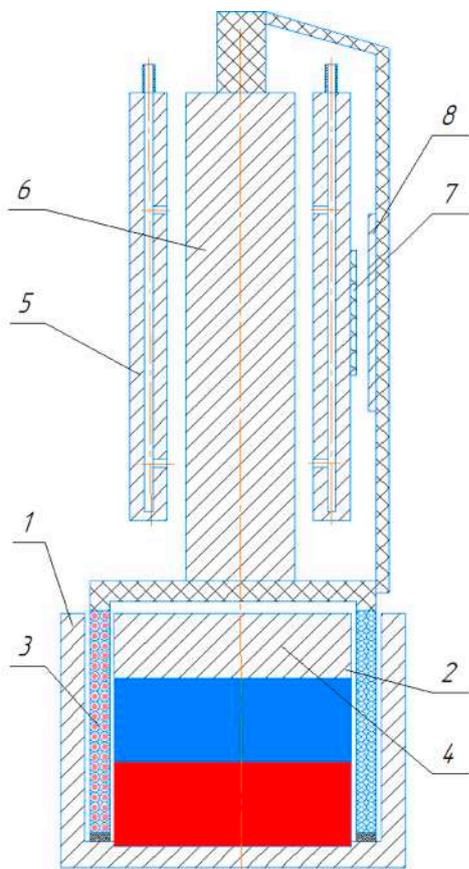


Рисунок 1. Активная система компенсации веса

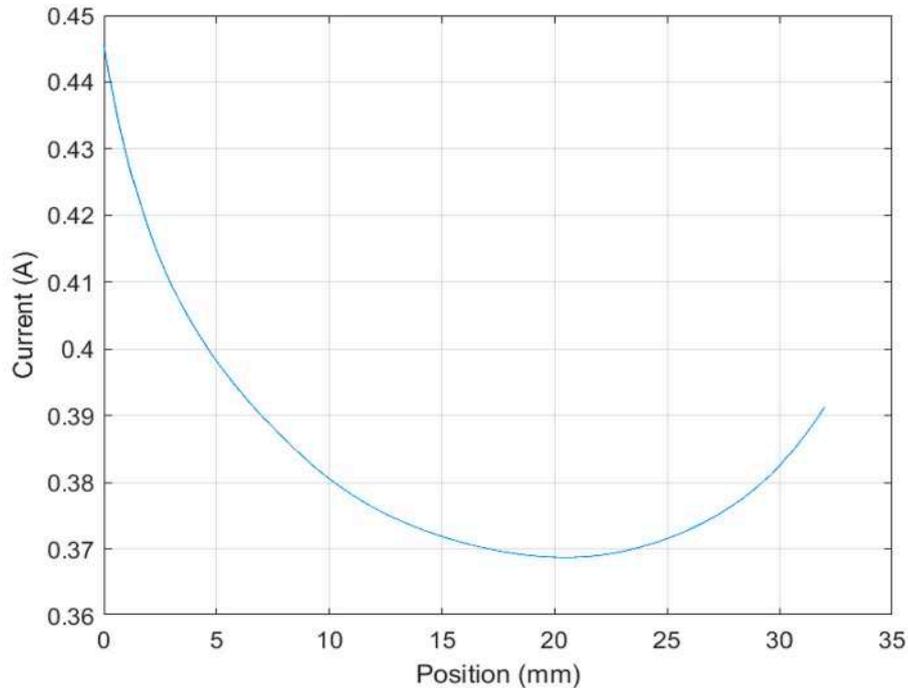


Рисунок 2. Зависимость тока от положения подвижного элемента

которые усреднялись. После прохождения полного диапазона получено 320 точек. Измерения повторены пять раз, данные усреднены и аппроксимированы в MATLAB [18–20]. Данная зависимость изображена на рисунке 2.

2. Алгоритм компенсации веса

Для адаптации системы к изменению массы обезвешиваемого объекта перед активацией основного режима компенсации был реализован предварительный этап – режим удержания веса. На этом этапе измерялось фактическое значение управляющего сигнала ЦАП (цифроаналоговый преобразователь) для конкретной координаты при новой массе подвижной части.

Полученное значение сравнивалось с эталонным током, взятым из базовой характеристики зависимости тока от положения. На основе их соотношения вычислялся масштабирующий коэффициент, отражающий индивидуальную нагрузочную конфигурацию системы.

После определения этого коэффициента система переходила в активный режим обезвешивания. На каждом участке перемещения управляющий ток рассчитывался по базовой кривой и далее модифицировался с учётом масштабирующего коэффициента, обеспечивая точную и стабильную компенсацию силы тяжести при произвольной массе объекта.

Логическая структура и последовательность вычислений, реализованных в программном обеспечении системы, представлена на рисунке 3.

3. Усилитель тока

Во время испытаний возбуждающая сила является силой Ампера, описываемой следующим уравнением:

$$f = \frac{Bl(x) \cdot (K_y \cdot U_p(x) + K_y \cdot U_s \sin(\omega t) - Bl(x) \frac{dx}{dt})}{R}, (1)$$

где K_y – коэффициент усиления усилителя, R – активное сопротивление системы, $U_p(x)$ – напряжение обезвешивания, U_s – амплитуда гармонического сигнала, $Bl(x) \frac{dx}{dt}$ – ЭДС (электродвижущая сила) индукции.

ЭДС индукции, создаваемая в проводнике при движении катушки в магнитном поле, представляет собой паразитный эффект, который приводит к снижению возбуждающей силы на резонансе и тем самым к падению амплитуды отклика системы. Порой это может привести к тому, что во временном диапазоне невозможно будет увидеть резонанс, как это показано на рисунке 4.

Для борьбы с данным эффектом был собран усилитель тока, представленный на рисунке 5.

Система питается от постоянного источника напряжения $V1$. Напряжение $V2$ является симуляцией напряжения, выдаваемого ЦАП микроконтроллера, представляет собой источник сигнала. Операционный усилитель $U1A$ работает в режиме повторителя и выполняет роль буфера, обладая высоким входным сопротивлением и маленьким выходным, он без искажений способен передать



Рисунок 3. Алгоритм компенсации веса

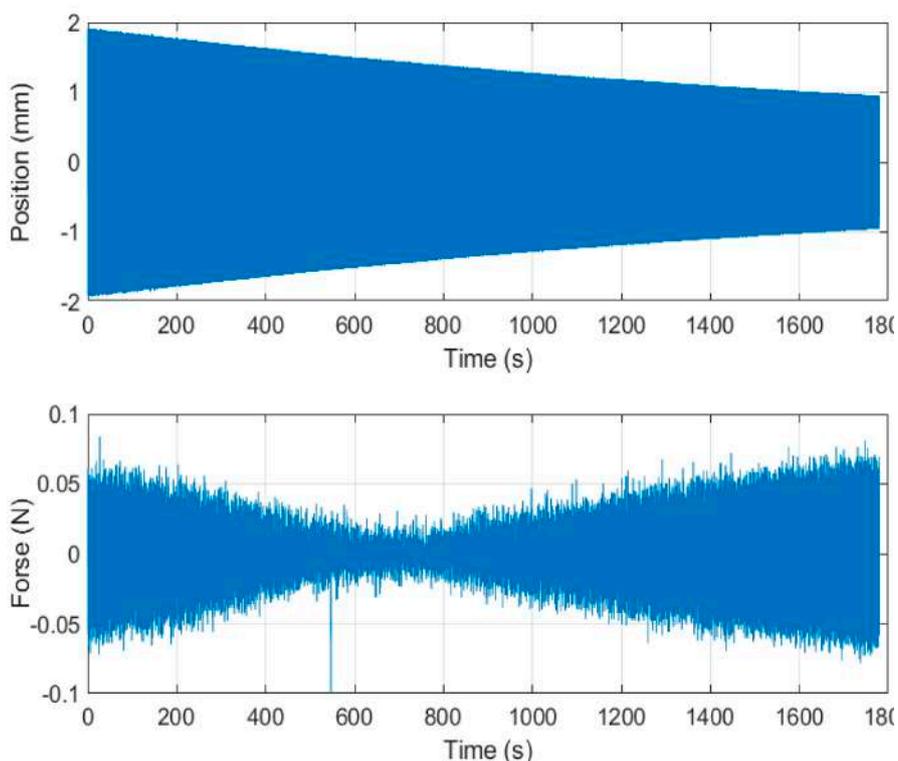


Рисунок 4. Сигнал отклика и силы

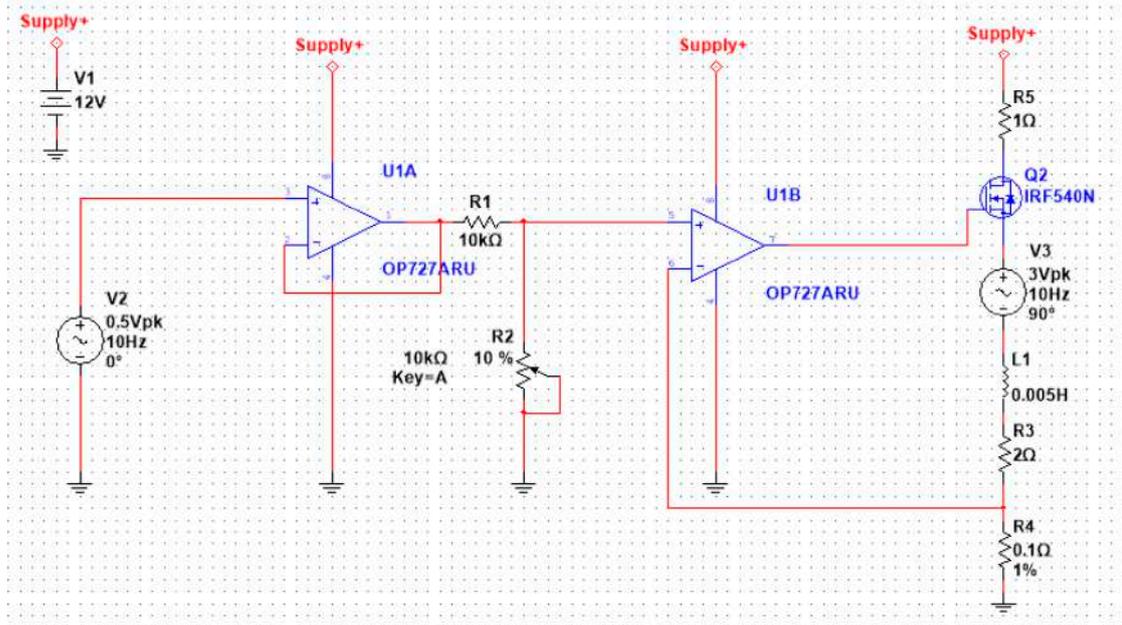


Рисунок 5. Усилитель тока

сигнал на низкоомную нагрузку. Резистор R1 и потенциометр R2 представляют собой делитель напряжения, которым и будет регулироваться усиление сигнала. Операционный усилитель U1B связан отрицательной обратной связью с резистором R4 и в зависимости от отклика выдает управляющее напряжение на транзистор Q2. Транзистором Q2 регулируется ток, проходящий через нагрузку. Индуктивность катушки L1 и её сопротивление R3 представляют собой нагрузку. Напряжение V3 имитирует напряжение ЭДС индукции проводника в магнитном поле.

Сила тока в этой схеме зависит от напряжения на положительном входе операционного усилителя U1B и от сопротивления резистора R4. Данная зависимость описывается формулой

$$I = \frac{U_{IN+}}{R_4}, \quad (2)$$

где U_{IN+} – напряжение на положительном входе операционного усилителя U1B.

Результаты симуляции представлены на рисунке 6.

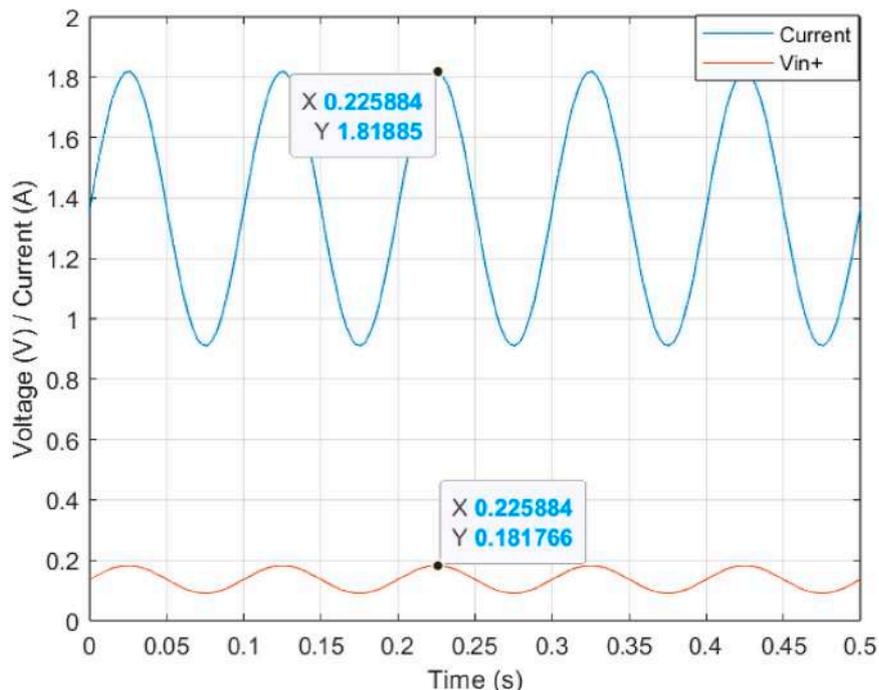


Рисунок 6. Результаты симуляции

Ток в фазе с напряжением и его амплитуда соответствуют формуле (2). В сигнале не наблюдается паразитный эффект, создаваемый ЭДС индукцией, и из уравнения (1) пропадает член, отвечающий за данный эффект. Наблюдаемый результат дает два существенных преимущества. Первое – теперь сила тока не будет падать на резонансе. Второе – в уравнении (1) теперь известны все переменные, и амплитуду возбуждающей силы можно задавать напрямую.

С усилителем тока амплитуда возбуждающей силы задаётся оператором напрямую. Разработанный управляющий алгоритм, обладая априорной информацией о магнитных свойствах системы, самостоятельно вычисляет требуемую амплитуду подаваемого напряжения, необходимую для генерации заданной силы. И необходимость использовать датчик силы для записи возбуждающей силы пропала.

Был проведён эксперимент, в ходе которого оператор задал амплитуду и частоту возбуждающей силы. После этого регистрировался ток, протекающий через катушку, и на его основе рассчитывалась соответствующая величина возбуждающей силы. Сопоставление заданного и полученного значений позволит оценить точность работы усилителя тока и корректность реализованного алгоритма управления. Результат приведен на рисунке 7.

На рисунке 7 изображены три силы, f_1 – сила, высчитанная через силу тока, $f_1(\text{filtr})$ – сила f_1 , но отфильтрованная, f_2 – сила, которую задавал оператор. Из наблюдения можно сделать вывод, что задаваемая и реализованная силы практически совпадают, погрешность составляет ± 0.0023 Н, что при заданной амплитуде силы $\pm 5,5$ %. Данная

погрешность характеризует, что после фильтра сила, высчитанная через ток, содержит в себе артефакты.

4. Экспериментальная отработка

Для экспериментальной оценки работоспособности разработанной системы был собран опытный образец, внешний вид которого представлен на рисунке 8.

К штоку был присоединён груз, и общая масса подвижной части составила 1.98 кг. Также была присоединена пружина с жёсткостью 98.05 Н/м. В результате чего для проверки работы системы обезвешивания был создан простой одноступенный осциллятор с собственной частотой 1,12 Гц.

После чего выполнялось сканирование частоты в диапазоне от 1–1.3 Гц, со скоростью 0.01 Гц/мин. Частотная характеристика данного осциллятора, а также аппроксимирующая его прямая представлены на рисунке 9.

Собственная частота осциллятора f_0 равна 1.22 Гц, коэффициент демпфирования $\sigma = 0.1$. Следовательно, при массе осциллятора 1.98 кг коэффициент вязкого трения c равен 0.396.

Экспериментально полученное значение собственной частоты составило 1.22 Гц, что на 8 % превышает известное значение 1.12 Гц. Данное расхождение может быть обусловлено погрешностью определения зависимости управляющего тока от положения подвижного элемента (рисунок 2), что привело к появлению дополнительной жёсткости в системе обезвешивания. Вследствие этого жёсткость осциллятора увеличилась, что, в свою очередь, вызвало рост резонансной частоты системы.

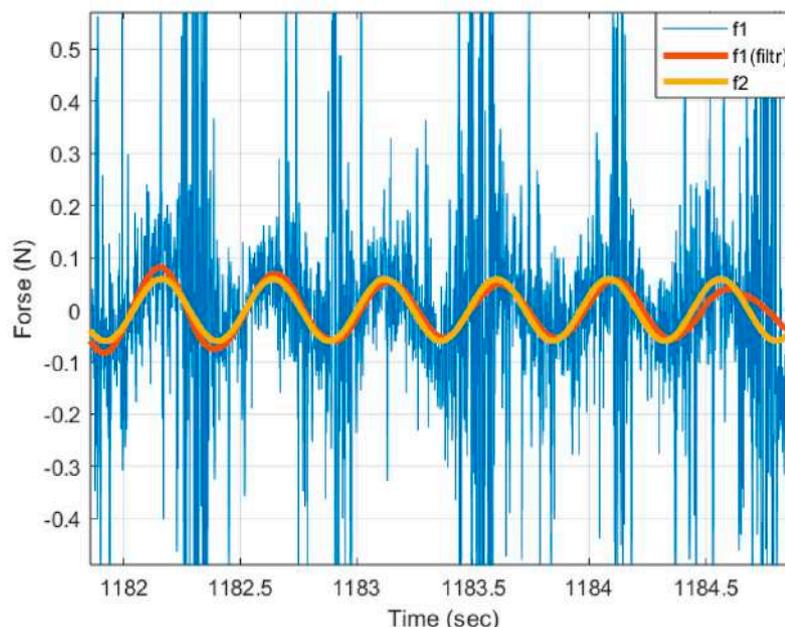


Рисунок 7. Возбуждающие силы

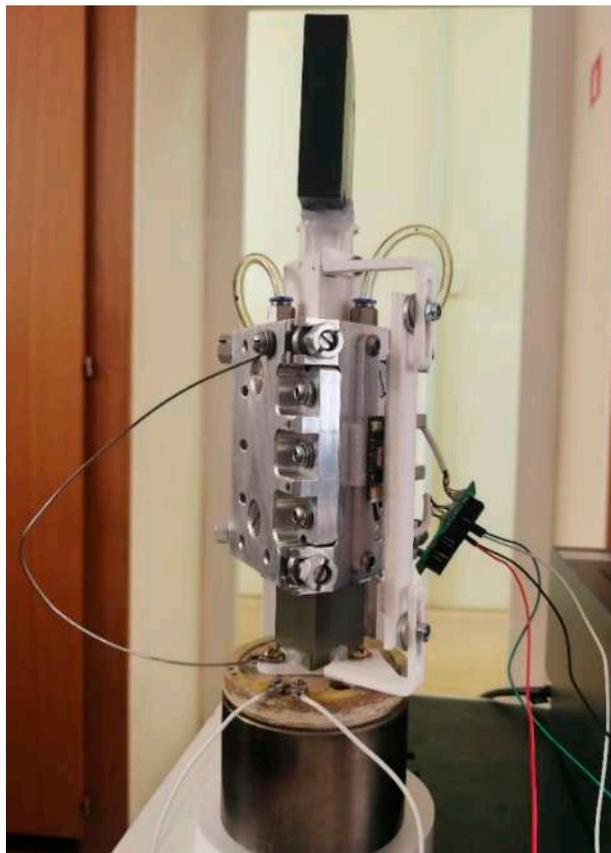


Рисунок 8. Экспериментальный образец

Заключение

В настоящей работе представлена разработка и экспериментальная отработка электромагнитной системы активной компенсации веса, предназначенной для создания условий, приближенных к невесомости, при проведении модальных испытаний аэрокосмических конструкций. Система реализована на основе взаимодействия токопроводящей катушки с постоянным магнитом и управляется с помощью замкнутого контура обратной связи с ПИД-регулятором, реализованным на микроконтроллере.

Построена и экспериментально подтверждена зависимость управляющего тока от положения подвижного элемента, что позволило обеспечить высокоточное управление компенсирующей силой по всему диапазону перемещений. Введён режим автоматического масштабирования управляющего сигнала при изменении массы подвижной части, что обеспечило универсальность системы без необходимости перенастройки.

Дополнительно разработан и внедрён усилитель тока, позволивший исключить влияние паразитной ЭДС индукции. Это дало возможность напрямую задавать амплитуду возбуждающей силы и существенно снизить уровень шумов при вычислении динамических характеристик исследуемых конструкций.

Экспериментальная отработка показала, что при использовании усилителя тока задаваемая

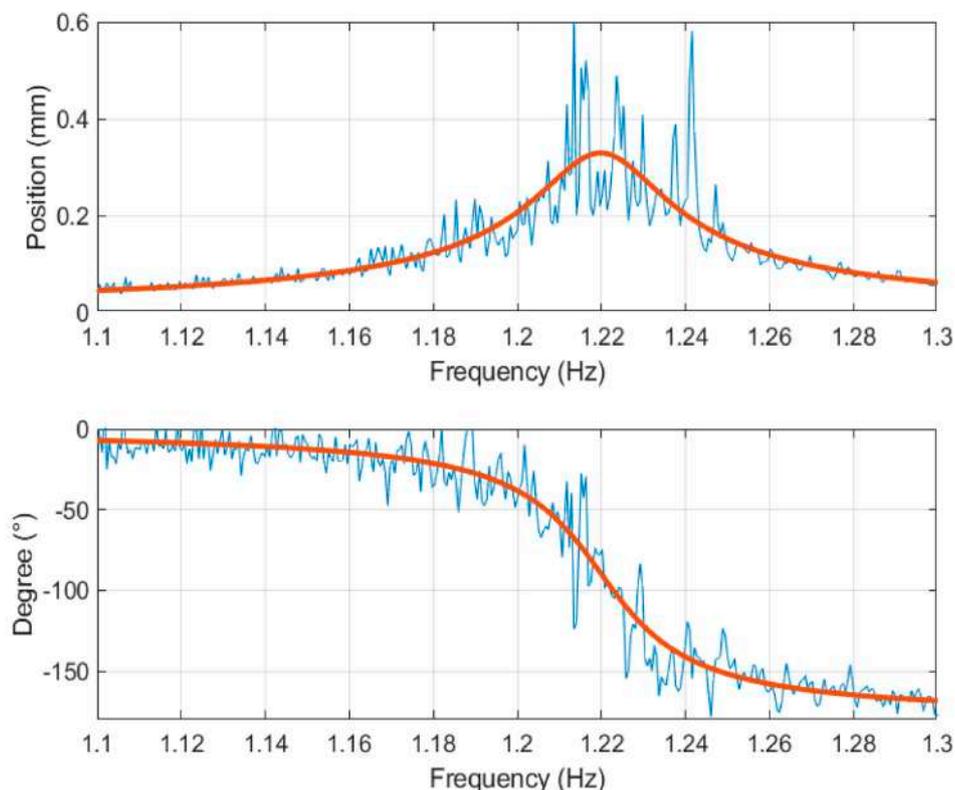


Рисунок 9. Амплитудно-частотная и фазо-частотная характеристики осциллятора

и реализованная силы практически совпадают, погрешность составляет ± 0.0023 Н. Система обезвешивания имеет коэффициент вязкого трения, равный 0.396, тем самым она практически не будет оказывать демпфирующего воздействия на объект

испытания. Погрешность определения собственной частоты равна десятым долям герц.

Видна необходимость в переходе на 16-битный ЦАП для более точной компенсации силы тяжести.

Список литературы

- [1] Колышев Е. С., Крапивко А. В. Экспериментальные методы определения динамических характеристик опор шасси самолета // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 4. С. 66–80. doi: 10.34759/vst-2019-4-66-80.
- [2] Бернс В. А., Жуков Е. П., Лакиза П. А., Душухин Д. О., Шкода А. В., Райс К. Ю. Опыт диагностики авиационных конструкций в процессе вибрационных испытаний // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 4. С. 113–122. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=183589> (дата обращения: 04.11.2025).
- [3] Пронин М. А., Рябыкина Р. В., Смыслов В. И. Экспериментальное исследование вынужденных колебаний самолета при отрыве лопатки двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 2. С. 51–60.
- [4] Парафесь С. Г. О корректировании расчетной динамической схемы беспилотного летательного аппарата по результатам наземных модальных испытаний в задачах аэроупругости // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2022. Т. 25. № 3. С. 73–85.
- [5] Бернс В. А., Жуков Е. П., Маринин Д. А., Маленкова В. В. Экспериментальный модальный анализ летательных аппаратов на основе монофазных колебаний // Известия Самарского научного центра РАН. 2018. Т. 20. № 4. С. 43–54.
- [6] Глазков И. Е., Филипов А. Г. Модальный анализ космической головной части совместно с головным обтекателем // Инновации. Наука. Образование. 2021. № 25. С. 590–597.
- [7] Агеев П. О., Агеева Д. И. Модальный анализ криоэкрана телескопа космической обсерватории «Миллиметр» // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2016. Т. 1. № 12. С. 57–59.
- [8] Иванов А. В., Зоммер С. А. Анализ процесса раскрытия зонтичного рефлектора на стенде с активной системой обезвешивания // Космические аппараты и технологии. 2021. Т. 5. № 4 (38). С. 208–216. doi: 10.26732/jst.2021.4.04.
- [9] Беляев А. С., Филипас А. А., Курганов В. В., Поберезкин Н. И. Четырехтресовая система обезвешивания с управлением по вектору силы // Электротехнические и информационные комплексы и системы. 2022. Т. 18. № 2. С. 98–106. doi: 10.17122/1999-5458-2022-18-2-98-106.
- [10] Гайдукова А. О., Белянин Н. А. Обзор систем обезвешивания // Решетнёвские чтения. 2016. Т. 1. С. 93–95.
- [11] Schulte Wethof B., Maas J. Design of an Electromagnetic Linear Drive with Permanent Magnetic Weight Compensation // Actuators. 2024, vol. 13. no. 3, pp. 107. doi: 10.3390/act13030107.
- [12] Janssen J. L. G., Paulides J. J. H., Lomonova E. A., Delinchant B., Yonnet J. P. Design study on a magnetic gravity compensator with unequal magnet arrays // Mechatronics. 2013, vol. 23, pp. 197–203.
- [13] Pechhacker A., Wertjanz D., Csencsics E., Schitter G. Integrated electromagnetic actuator with adaptable zero power gravity compensation // IEEE Transactions on Industrial Electronics. 2024, vol. 71. no. 5, pp. 5055–5062. doi: 10.1109/TIE.2023.3288176.
- [14] Лысенков Я. А., Иванов Н. Н. Построение имитационной модели соленоида с использованием среды MATLAB Simulink // Вестник науки. 2023. Т. 4. № 5 (62). С. 806–814.
- [15] Максимов В. Н., Кондратьев К. В., Матюха Н. В., Максимов П. Н. Построение имитационной модели системы обезвешивания с использованием среды MATLAB Simulink // Труды МАИ. 2025. № 140. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=184067> (дата обращения: 04.11.2025).
- [16] Максимов В. Н., Маринин Д. А., Максимов П. Н., Назарько А. В. Разработка линейного подшипника оборудования для модальных испытаний низкочастотных слабо демпфированных конструкций космических аппаратов // Динамика и виброакустика. 2024. Т. 10. № 2. С. 59–69. doi: 10.18287/2409-4579-2024-10-2-59-69.
- [17] Максимов В. Н., Кондратьев К. В., Максимов П. Н. Активная система компенсации веса // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 1. С. 145–152.
- [18] Brezak D., Kovač A., Firak M. Matlab/Simulink simulation of low-pressure PEM electrolyzer stack // International Journal of Hydrogen Energy. 2023, vol. 48. no. 16, pp. 6158–6173. doi: 10.1016/j.ijhydene.2022.03.092.
- [19] Taha Z., Aydın K., Arafah D., Sughayyer M. Comparative simulation analysis of electric vehicle powertrains with different configurations using AVL Cruise and MATLAB Simulink // New Energy Exploitation and Application. 2024, vol. 3. no. 1, pp. 171–184. doi: 10.54963/nee.v3i1.276.
- [20] Naz F. Closed loop buck & boost converter mathematical modeling, analysis and simulation using MATLAB // International Journal of Engineering and Advanced Technology (IJEAT). 2021, vol. 10. no. 4, pp. 263–271. doi: 10.35940/ijeat.D2525.0410421.

ELECTROMAGNETIC WEIGHT
COMPENSATION SYSTEM**V. N. Maksimov^{1,2}, P. N. Maksimov^{1,2}, K. V. Kondratyev¹**¹ JSC «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems»

Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

² Reshetnev Siberian State University of Science and Technology

Krasnoyarsk, Russian Federation

This article presents in detail the results of the research and development of a unique active electromagnetic weight compensation system created by engineers at JSC «Reshetnev». The primary purpose of this system is to conduct modal testing of modern, weakly damped structures typical of the space industry. The key objective of the system is to create and maintain conditions that accurately simulate zero-gravity conditions on Earth. This effect is achieved through a complex, precisely controlled interaction of electrodynamic forces. The authors describe in detail the system's basic operating principle and its design implementation, paying particular attention to the description of key components. An innovative method for generating the control current dependence on the coordinates of the moving element, which forms the basis for precise control, is proposed and mathematically substantiated. To ensure the highest stability and dynamic accuracy, advanced control algorithms using PID control were integrated and adapted into the system. A significant improvement in control quality was achieved through the implementation of a specialized high-power current amplifier, which eliminated the induced electromotive force and significantly increased the accuracy of the excitation force setting. A series of experimental studies and tests fully confirmed the high operational feasibility and effectiveness of all developed technical solutions. The results also allowed us to identify specific promising areas for further optimization of the system to improve its performance.

Keywords: electromagnetic weight compensation system, aerospace modal testing, weight compensation algorithm.

Submitted: 14.11.2025. Accepted: 28.11.2025

References

- [1] Kolyshev E. S., Krapivko A. V. Experimental methods for determining dynamic characteristics of aircraft landing gear supports // Vestnik Moskovskogo Aviatsionnogo Instituta, 2019, vol. 26, no. 4, pp. 66–80. doi: 10.34759/vst-2019-4-66-80.
- [2] Berns V.A., Zhukov E. P., Lakiza P.A., Dushukhin D. O., Shkoda A. V., Rais K. Yu. Experience in diagnostics of aircraft structures during vibration tests // Vestnik Moskovskogo Aviatsionnogo Instituta, 2024, vol. 31, no. 4, pp. 113–122. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=183589> (accessed 04.11.2025).
- [3] Pronin M.A., Ryabykina R. V., Smyslov V.I. Experimental study of forced vibrations of an aircraft during blade loss in the engine // Vestnik Moskovskogo Aviatsionnogo Instituta, 2019, vol. 26, no. 2, pp. 51–60.
- [4] Parafes S.G. Correction of UAV dynamic model based on ground modal test results for aeroelastic analysis // Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, 2022, vol. 25, no. 3, pp. 73–85.
- [5] Berns V.A., Zhukov E. P., Marinin D.A., Malenkova V.V. Experimental modal analysis of aircraft based on single-phase vibrations // Izvestiya of the Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences, 2018, vol. 20, no. 4, pp. 43–54.
- [6] Glazkov I.E., Filipov A.G. Modal analysis of the spacecraft head section together with the fairing // Innovation. Science. Education, 2021, no. 25. pp. 590–597.
- [7] Ageev P.O., Ageeva D.I. Modal analysis of the cryoscreen of the telescope of the 'Millimetron' space observatory // Actual Problems of Aviation and Astronautics, 2016, vol. 1, no. 12, pp. 57–59.
- [8] Ivanov A.V., Zommer S.A. Analysis of the deployment process of an umbrella reflector on a test bench with an active gravity compensation system // Spacecraft and Technologies, 2021, vol. 5, no. 4 (38), pp. 208–216. doi: 10.26732/j.st.2021.4.04.

- [9] Belyaev A.S., Filipas A.A., Kurganov V.V., Poberezkin N.I. Four-cable gravity compensation system controlled by force vector // *Electrotechnical and Information Complexes and Systems*, 2022, vol. 18, no. 2, pp. 98–106. doi: 10.17122/1999–5458–2022–18–2–98–106.
- [10] Gaydukova A.O., Belyanin N.A. Review of gravity compensation systems // *Reshetnev Readings*, 2016, vol. 1, pp. 93–95.
- [11] Schulte Wethof B., Maas J. Design of an Electromagnetic Linear Drive with Permanent Magnetic Weight Compensation // *Actuators*, 2024, vol. 13, no. 3, pp. 107. doi: 10.3390/act13030107.
- [12] Janssen J.L. G., Paulides J.J. H., Lomonova E.A., Delinchant B., Yonnet J.P. Design study on a magnetic gravity compensator with unequal magnet arrays // *Mechatronics*, 2013, vol. 23, pp. 197–203.
- [13] Pechhacker A., Wertjanz D., Csencsics E., Schitter G. Integrated electromagnetic actuator with adaptable zero power gravity compensation // *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2024, vol. 71, no. 5, pp. 5055–5062. doi: 10.1109/TIE.2023.3288176.
- [14] Lysenkov Ya. A., Ivanov N.N. Simulation model of a solenoid using MATLAB Simulink environment // *Vestnik Nauki*, 2023, vol. 4, no. 5 (62), pp. 806–814.
- [15] Maksimov V.N., Kondratyev K.V., Matyukha N.V., Maksimov P.N. Simulation model of a gravity compensation system using MATLAB Simulink environment // *Trudy MAI*, 2025, no. 140. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=184067> (accessed 04.11.2025).
- [16] Maksimov V.N., Marinin D.A., Maksimov P.N., Nazarko A.V. Development of a linear bearing for modal testing equipment of low-frequency lightly damped spacecraft structures // *Dynamics and Vibroacoustics*, 2024, vol. 10, no. 2, pp. 59–69. doi: 10.18287/2409–4579–2024–10–2–59–69.
- [17] Maksimov V.N., Kondratyev K.V., Maksimov P.N. Active weight compensation system // *Vestnik Moskovskogo Aviationsnogo Instituta*, 2025, vol. 32, no. 1, pp. 145–152.
- [18] Brezak D., Kovac A., Firak M. Matlab/Simulink simulation of low-pressure PEM electrolyzer stack // *International Journal of Hydrogen Energy*, 2023, vol. 48, no. 16, pp. 6158–6173. doi: 10.1016/j.ijhydene.2022.03.092.
- [19] Taha Z., Aydin K., Arafah D., Sughayyer M. Comparative simulation analysis of electric vehicle powertrains with different configurations using AVL Cruise and MATLAB Simulink // *New Energy Exploitation and Application*, 2024, vol. 3, no. 1, pp. 171–184. doi: 10.54963/nea.v3i1.276.
- [20] Naz F. Closed loop buck & boost converter mathematical modeling, analysis and simulation using MATLAB // *International Journal of Engineering and Advanced Technology (IJEAT)*, 2021, vol. 10, no. 4, pp. 263–271. doi: 10.35940/ijeat.D2525.0410421.

Сведения об авторах

Максимов Валентин Николаевич – инженер АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва», аспирант Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Область научных интересов: космическая техника.

Максимов Павел Николаевич – инженер АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва», аспирант Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Область научных интересов: космическая техника.

Кондратьев Кирилл Валерьевич – кандидат технических наук, начальник группы отработки новых методов испытаний АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Область научных интересов: космическая техника.

ОСТАТОЧНЫЕ НАПРЯЖЕНИЯ В АДДИТИВНО ИЗГОТАВЛИВАЕМЫХ ДЕТАЛЯХ: ОБЗОР

А. А. Андреев✉

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С. П. Королёва»
г. Королёв, Московская область, Российская Федерация

В настоящее время в производство авиа- и космической техники внедряются аддитивные методы изготовления деталей. Аддитивные технологии позволяют создавать детали сложной конфигурации, тем самым обеспечивая высокую эффективность их применения. Однако одной из ключевых проблем, возникающих на пути применения аддитивных технологий, являются остаточные напряжения, которые возникают в процессе аддитивного производства и присутствуют на всех его этапах. Остаточные напряжения, являющиеся следствием температурного нагрева и охлаждения конструкции, могут оказывать серьезное влияние на механические и эксплуатационные свойства изготавливаемых деталей. В статье рассмотрены причины возникновения остаточных напряжений при различных методах аддитивного производства. Проведена оценка их влияния на прочностные характеристики напечатанных конструкций и геометрическую точность их изготовления. Рассмотрены методы снижения остаточных напряжений на разных этапах аддитивного производства, включая моделирование аддитивной детали и ее обработку после изготовления. Проведен обзор существующих подходов и методов к моделированию и прогнозированию остаточных напряжений в аддитивно изготавливаемых конструкциях, что особенно важно для снижения остаточных напряжений и увеличения прочности и надежности в критически важных элементах аэрокосмической техники.

Ключевые слова: аддитивные технологии, аддитивное производство, остаточные напряжения, численные методы.

Поступила в редакцию: 08.10.2025. Принята к печати: 28.11.2025.

Введение

Аддитивные технологии (АТ) представляют собой процесс формирования трехмерных объектов практически любой геометрической формы путем последовательного нанесения слоев материала, соответствующих контурам модели. Применение АТ вместо классических производственных методов (литейное производство, обработка давлением, механическая обработка) позволяет получать изделия сложной формы, существенно сокращая срок и стоимость изготовления изделия.

Анализ современных исследований показывает, что аддитивные технологии стали революционной технологией в авиации, ракетостроении, двигателестроении и т.д., где критически важны снижение массы и повышение работоспособности конструкций [7, 25, 42].

Среди ключевых преимуществ применения АТ отмечается более высокая экономия используемого материала по сравнению с традиционными методами изготовления, возможность создания деталей со сложной геометрией в относительно короткие сроки [7, 21, 22, 24–26, 29–31, 33]. В аэрокосмической отрасли, где снижение массы и повышение прочности являются критически важными задачами, АТ позволяют создавать изделия, превосходящие по качеству традиционные аналоги [32, 36].

Однако АТ сопряжены с рядом проблем: высокая пористость, отклонения от номинальной формы и остаточные напряжения, возникающие в конструкциях после изготовления [27, 28, 43, 44]. Остаточные напряжения могут привести к повышенной деформации конструкции и существенно снизить ее усталостную прочность, что приводит к снижению ее надежности.

Понимание процессов возникновения остаточных напряжений и методов борьбы с ними необхо-

✉ aleksey.andreev@internet.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2025

димо для дальнейшего успешного применения АТ в аэрокосмической технике. Например, в работе [23] подчеркивается актуальность проблемы остаточных напряжений в АП и необходимость дальнейших исследований.

Таким образом, **актуальность** изучения механизма формирования остаточных напряжений в АП рассматривается как возможность увеличения прочности, ресурса и надежности конструкций, изготавливаемых аддитивными методами.

Цель работы заключается в анализе работ, в которых описываются процесс формирования, методы оценки и моделирование остаточных напряжений при печати в деталях.

1. Остаточные напряжения в аддитивно изготавливаемых конструкциях

Остаточные напряжения в аддитивно изготавливаемых конструкциях возникают в результате термических напряжений, вызванных локальным нагревом и неравномерным охлаждением материала, что создает значительные температурные градиенты по высоте детали [5, 8, 9]. Остаточные напряжения в аддитивной конструкции присутствуют и развиваются на всех стадиях 3D-печати.

Величина и распределение остаточных напряжений зависят от свойств материала и параметров процесса 3D-печати (направление печати, мощность лазерного нагрева, скорость печати и т.д.) [11–13].

Остаточные напряжения оказывают негативное влияние на механические и эксплуатационные свойства конструкции, изменяя микроструктуру и снижая усталостную прочность и трещиностойкость [1, 4, 44–46].

Например, искусственно созданные дефекты в нержавеющей стали 316L, полученной по технологии лазерной наплавки, снижали усталостную прочность на 30–50 % при нахождении на расстоянии 0,5 мм от поверхности [20]. Концентраторы напряжений также значительно влияют на характеристики усталостной прочности: выкружки на плоских образцах из титанового сплава ВТ6, полученного по технологии аддитивного производства методом трехмерной проволочно-дуговой

наплавки, уменьшали циклическую долговечность в 100 раз [39]. Кроме того, в сплавах на основе Al-Si, в частности в AlSi10Mg, несплавленные частицы приводили к снижению усталостной прочности на 20–30 % [41].

Выбор метода аддитивного производства также влияет на характеристики конструкции, в том числе и на остаточные напряжения.

Например, образцы, изготовленные по технологии DMT, показывают более высокую усталостную выносливость, чем образцы, изготовленные по технологии SLM, из-за меньшего количества несплавленных частиц материала-порошка [34].

Никелевые образцы из сплавов ВЖ159 и ЭП648, напечатанные по технологии SLM, демонстрируют слабую анизотропию усталостной прочности, но их сопротивление многоциклового усталости снижается при повышении температуры испытаний [35].

Предел текучести, пластичность материала и предел прочности в образце, изготовленном аддитивным способом из сплава Inconel 625, получаются больше по сравнению с аналогичным литым образцом [13].

В инструментальной стали H13, полученной аддитивным методом, механизмы образования остаточных напряжений, зарождения и роста трещин отличались от литых и кованных сталей [12].

Кроме того, остаточные напряжения, возникающие при аддитивном производстве, вызывают геометрические искажения, особенно в тонкостенных конструкциях [9, 10, 16, 17, 44].

Таким образом, остаточные напряжения являются критическим фактором, влияющим на качество и надежность аддитивно изготавливаемых конструкций. Это обстоятельство требует дополнительных действий для уменьшения остаточных напряжений.

2. Методы снижения остаточных напряжений

Для снижения остаточных напряжений в аддитивно изготавливаемых конструкциях применяются различные методы на трех этапах (таблица 1): препроцесс (до печати), ин-процесс (во время печати) и постобработка (после печати) [9, 10, 13, 14, 46–48].

Таблица 1

Методы снижения остаточных напряжений

Этап	Методы
Препроцесс	Геометрическая коррекция, анализ используемых материалов, изменение начальных температурных условий
Ин-процесс	Лазерный нагрев, оптимизация параметров печати
Постобработка	Термообработка (отжиг, НР), механическая обработка (LSP, прокатка, шлифовка)

Препроцесс

Этап препроцесса заключается в анализе будущей конструкции и ее свойств. Методы препроцесса включают в себя геометрическую коррекцию, анализ используемых материалов и изменение начальных температурных условий.

Геометрия детали существенно влияет на распределение остаточных напряжений. Так, рост высоты конструкции увеличивает продольные растягивающие остаточные напряжения; в углах напечатанных тонкостенных деталей возникает концентрация остаточных напряжений [9, 47, 48]. В сложных конструкциях из AlSi10Mg вероятность концентрации напряжений повышается, что приводит к снижению усталостной прочности [15]. В тонкостенных элементах из Ti64, SS316L и IN718 изменение конусности стенок увеличивает остаточные напряжения, которые превышают предел текучести материала [17].

Метод геометрической коррекции предполагает разработку 3D-модели детали с учетом данных о свойствах используемых материалов и параметрах обработки конструкции. В результате получают модель детали с прогнозной скорректированной геометрией, что позволяет во время печати нейтрализовать ожидаемые остаточные напряжения.

Использование материалов с низким коэффициентом теплового расширения способствует снижению остаточных напряжений [9, 10, 46–48].

Предварительный нагрев подложки уменьшает температурный градиент по высоте изготавливаемой детали, что также способствует снижению остаточных напряжений [9, 10, 46–48].

Ин-процесс

Снижение остаточных напряжений возможно проводить и во время аддитивного производства [9, 10, 46–48].

Лазерный нагрев наносимых слоев мощными диодами и оптимизация параметров печати позволяют снижать остаточные напряжения в конструкции.

Например, ориентация слоев при печати может существенно повлиять на жесткость конструкции, а снижение скорости печати уменьшает температурные градиенты по высоте детали.

Лазерные аддитивные технологии демонстрируют существенное преимущество перед остальными методами, поскольку формируют более узкую зону термического воздействия. Узкая зона термического воздействия минимизирует деформации в процессе аддитивного производства.

Постобработка

Для снятия остаточных напряжений после изготовления могут применяться методы термообработки или механической обработки [9, 45–48].

Термообработка, например отжиг при 600–900 °С, может снизить остаточные напряжения на 60–80 % в титановых сплавах [45, 46]. Температурный отжиг может способствовать устранению до 99 % остаточных напряжений [18].

Горячее изостатическое прессование (HIP) позволяет уменьшить пористость и снизить остаточные напряжения [44, 45].

Однако для разных сплавов необходимо использовать различные режимы термообработки. Так, для алюминиевых сплавов оптимальным методом является низкотемпературный отжиг и прямое старение [41], поскольку высокотемпературный режим разрушает кремниевую сетку, наличие которой критично для прочности.

Среди механических методов снижения остаточных напряжений эффективными являются лазерное ударное упрочнение (LSP), методы прокатки и шлифовки поверхностей [9, 10, 45–48].

LSP преобразует растягивающие напряжения в верхних слоях в сжимающие. Методы прокатки приводят к пластической деформации, которая снижает остаточные напряжения и компенсирует усадку материала. Шлифовка поверхностей используется для удаления зон с максимальными остаточными напряжениями.

Также эффективно сочетание методов термообработки и методов механической обработки. Для алюминиевых сплавов AlSi10Mg и AlSi12 комбинация методов термообработки и глубокой прокатки вызывает сжимающие остаточные напряжения и существенно увеличивает срок службы и надежность.

Учитывая вышесказанное, можно резюмировать, что выбор технологии аддитивного производства, оптимизация свойств материала, параметров печати и геометрии детали в сочетании с традиционными методами обработки могут быть использованы для создания надежных аддитивных конструкций в аэрокосмической технике.

3. Прогнозирование и моделирование остаточных напряжений в напечатанных конструкциях

Методы прогнозирования остаточных напряжений в аддитивном производстве включают в себя численное моделирование (метод конечных элементов), экспериментальные методики (корреляция изображений, сверление отверстий) и анализ микроструктуры [6, 16, 19, 23, 37, 40, 50, 52].

Численное моделирование позволяет оптимизировать геометрию детали и параметры печати для минимизации остаточных напряжений. Например, в работе [6] применение МКЭ при проектировании корпуса электроники беспилотных летательных аппаратов, изготавливаемого мето-

дами аддитивных технологий, позволило снизить деформации, вызванные остаточными напряжениями.

Упрощенные модели на основе МКЭ, такие как решение задачи последовательного нестационарного связанного тепло-прочностного расчёта или метод эквивалентного механического слоя (MLE), позволяют быстро и с достаточной точностью прогнозировать распределение остаточных напряжений [23, 50, 52]. Упрощенные модели включают в себя объединение нескольких слоёв в один виртуальный слой, их поэтапную активацию слоев, игнорирование сложных взаимодействий лазера с порошком и фазовых превращений в порошковом слое. В методе MLE в качестве нагрузки к каждому виртуальному слою применяется сумма пластической и термической деформации.

Для более точного прогнозирования и моделирования остаточных напряжений в аддитивно изготовленных конструкциях предлагаются численные модели, которые учитывают изменение микроструктуры, и тепловые характеристики процесса [37, 51, 54, 55]. В частности, вязкопластическая модель Джонсона-Кука может использоваться для прогнозирования предела текучести и для моделирования процесса промежуточной проковки, используемой для компенсации дефектов в аддитивно изготавливаемых деталях.

В работе [53] предложена комбинированная модель, включающая фазово-полевою модель (PFM) и термоупругопластическую модель, для более точного прогнозирования остаточных напряжений. PFM-модель отслеживает фазовые превращения металлического порошка, разделяя материал на расплавленное и нерасплавленное состояния. Термоупругопластическая модель описывает решение связанной термочувствительной задачи.

Математическое моделирование остаточных напряжений включает решение уравнений теплопроводности и механики [23, 50, 52].

Уравнение теплопроводности (1) имеет вид [2]:

$$\rho(x, y, z)c(x, y, z) \frac{\partial T}{\partial t} = \text{div}(\lambda(x, y, z) \text{grad}(T)), \quad (1)$$

где $\rho(x, y, z)$ – плотность неоднородного осаждаемого материала, $c(x, y, z)$ – теплоёмкость неоднородного осаждаемого материала, $\lambda(x, y, z)$ – теплопроводность неоднородного осаждаемого материала.

Граничные условия (2) задаются в виде плотности теплового потока на поверхности наносимого n -го слоя (граничные условия II рода) [2]:

$$-\lambda(x, y, z) \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_s = q_s(x, y, z, t), \quad (2)$$

где \vec{n} – внутренняя нормаль к поверхности S.

Начальным условием ($t = 0$) для n -го наносимого слоя является распределение температуры для $(n-1)$ -го слоя (3):

$$T_n(x, y, z, 0) = T_{n-1}(x, y, z, t_{n-1}), \quad (3)$$

где t_{n-1} – момент времени окончания осаждения $(n-1)$ -го слоя.

Полученное распределение температур используется как исходные данные для определения НДС. Для определения НДС используются следующие соотношения [3, 4, 56]:

- уравнения равновесия (4):

$$\frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} = 0, \quad (4)$$

- соотношения между напряжениями и деформациями (5):

$$\sigma_{ij} = 2\mu \varepsilon_{ij} + [\lambda \varepsilon_{kk} - (3\lambda + 2\mu) \alpha_T (T - T_0)] \delta_{ij}, \quad (5)$$

где σ_{ij} – компоненты тензора напряжений; ε_{ij} – компоненты тензора полных деформаций, μ и λ – коэффициенты Ламе, δ_{ij} – символ Кронекера, α_T – коэффициент температурного линейного расширения в диапазоне температур (T_0, T) .

- геометрические соотношения Коши (6):

$$\varepsilon_{ik} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_k} + \frac{\partial u_k}{\partial x_i} \right), \quad (6)$$

где ε_{ik} – компоненты тензора деформаций, u_i – компоненты вектора перемещений.

- граничные условия (7):

$$\sigma_{ij} n_j = p_k, \quad (7)$$

где p_k – компоненты вектора поверхностных сил.

- полная деформация (8):

$$\varepsilon_{ij} = \varepsilon_{ij}^c + \varepsilon_{ij}^p + \varepsilon_{ij}^T, \quad (8)$$

где ε_{ij}^c – компоненты тензора упругих деформаций, ε_{ij}^p – компоненты тензора пластических деформаций, ε_{ij}^T – компоненты тензора температурных деформаций.

С помощью МКЭ возможно смоделировать влияние параметров печати и термообработки на остаточные напряжения и деформацию [16, 38].

Численное моделирование позволяет существенно снизить остаточные напряжения и склонность к образованию дефектов в аддитивно изготавливаемых конструкциях путем оптимизации геометрии, параметров печати и выбора материалов [49, 51, 54, 55]. Так, в работе [49] с помощью численных методов показано, что уменьшение толщины слоя во время печати может существенно снизить остаточные напряжения в конструкции.

Авторами статей [16, 38, 40, 50–52, 53–55] отмечается малое отклонение прогнозируемых

значений остаточных напряжений от экспериментальных данных, что подтверждает возможность использования МКЭ для прогнозирования остаточных напряжений.

Экспериментальные методы (рентгеновская дифракция, корреляция изображений и др.) позволяют верифицировать имеющиеся численные модели [16, 38, 40, 50–52, 53–55].

Заключение

Проблема определения и прогнозирования остаточных напряжений в АТ является актуальной.

В результате проведенного обширного литературного обзора установлено следующее:

- имеется значительное количество работ, посвященных проблеме использования аддитивных технологий, определению и прогнозированию остаточных напряжений в аддитивно изготавливаемых деталях, оценке их влияния на работоспособность изделий;
- управление остаточными напряжениями является ключевым фактором для обеспечения качества и надежности изготавливаемых конструкций;

- комбинация различных методов на различных этапах изготовления аддитивных конструкций позволяет существенно снижать остаточные напряжения и повышать усталостную прочность;

- до настоящего времени не разработано методов оценки остаточных напряжений и прогнозирования предела выносливости в деталях ракетно-космической техники, изготовленных методом АТ, позволяющих миновать экспериментальное проведение испытаний.

Для усовершенствования методов определения напряженно-деформированного состояния деталей ракетно-космической техники, изготавливаемых аддитивными методами, при многоцикловой усталости необходимо разработать методику моделирования и прогнозирования усталостной прочности аддитивно изготавливаемых деталей, которая позволит осуществлять оценку предельной амплитуды цикла таких деталей с учетом распределения остаточных напряжений, используемого аддитивного метода изготовления, механических свойств материала без проведения испытаний на усталость.

Список литературы

- [1] Буркин С. П., Шимов Г. В., Андрюкова Е. А. Остаточные напряжения в металлопродукции. Екатеринбург: Изд-во Урал. ун-та, 2015.
- [2] Авдеевский В. С., Галицейский Б. М., Глебов Г. А. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. М.: Машиностроение, 1992.
- [3] Тимошенко С. П., Гудьер Дж. Теория упругости. М.: Наука, 1979.
- [4] Биргер И. А. Остаточные напряжения. М.: МАШГИЗ, 1963.
- [5] Аносов М. С., Кабалдин Ю. Г., Колчин П. В. и др. Электронно-микроскопические исследования механизмов разрушения конструкционных сталей, полученных на основе 3D-печати // Вестник Магнитогорского государственного технического университета им. Г. И. Носова, 2021. Т. 19. № 3. С. 68–74.
- [6] Фролов А. В., Шаповалов П. А. Опыт использования аддитивных технологий при конструировании беспилотных инерциальных навигационных систем беспилотных летательных аппаратов // Аддитивные технологии: настоящее и будущее. М.: ВИАМ, 2018. С. 165–173.
- [7] Низовцев В. Е., Климов Д. А., Ступеньков М. И., Бредихина Е. Н. Преимущества аддитивных технологий в качестве альтернативы традиционным технологиям // Аддитивные технологии: настоящее и будущее. М.: ВИАМ, 2018. С. 165–173.
- [8] Matušů M., Papuga J., Rosenthal J. et al. The effect of heat treatment on fatigue strength of additively manufactured AlSi10Mg // Procedia Structural Integrity. 2024, vol. 57, pp. 327–334.
- [9] Xie D., Lv F., Yang Y. et al. A Review on Distortion and Residual Stress in Additive Manufacturing // Chinese Journal of Mechanical Engineering: Additive Manufacturing Frontiers. 2022, vol. 1.
- [10] Denkena B., Wichmann M., Pillkahn P. Effect of mechanical finishing on residual stresses and application behavior of wire arc additive manufactured aluminum components. 6th CIRP Conference on Surface Integrity.
- [11] Matušů M., Rosenthal J., Papuga J. et al. Fatigue analysis of additively manufactured specimens from AlSi10Mg with different levels of powder recycling. International Conference on Structural Integrity. 2023.
- [12] Chantziara K., Nikas D., Bergström J. et al. High and very high cycle fatigue behavior of an additive manufactured hot-work tool steel // Materials Science & Engineering A. 2024, vol. 917.
- [13] Borhani M. R., Rajabi M., Shoja Razavi R., Jamaati R. Investigating the relationship between mechanical properties and residual stress in the laser cladding process of Inconel 625 superalloy. Heliyon. 2023, vol. 9.
- [14] Beltrami M., Pelegatti M., Magnan M. et al. Microstructure and residual stress evolution during cyclic elastoplastic deformation of AISI316L fabricated via laser powder bed fusion // Materials Science & Engineering A. 2024, vol. 898.
- [15] Tahmasbi K., Muhammad M., Avateffazeli M. et al. Very high cycle fatigue characteristics of laser beam powder bed fused AlSi10Mg: A systematic evaluation of part geometry // International Journal of Fatigue. 2024, vol. 189.

- [16] Şirina T. B., Kaynak Y. Prediction of residual stress and distortion in laser powder bed fusion additive manufacturing process of Inconel 718 alloy. 14th CIRP Conference on Intelligent Computation in Manufacturing Engineering. CIRP ICME '20.
- [17] Ahmed N., Barsoum I., Abu Al-Rub R. K. Numerical investigation of residual stresses in thin-walled additively manufactured structures from selective laser melting. *Heliyon*. 2023, vol. 9.
- [18] Vafaei M., Ghanavati R., Saboori A., Ouliano L. The impact of heat treatment on microstructure, residual stress, and mechanical behavior of laser powder bed fusion additively manufactured Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo alloy. *Journal of Materials Research and Technology*, 2024, vol. 33.
- [19] Azarmi F., Sevostianov I. Evaluation of the residual stresses in metallic materials produced by additive manufacturing technology: effect of microstructure // *Current Opinion in Chemical Engineering*. 2020, vol. 28, pp. 21–27.
- [20] Voloskov B., Mishurova T., Evlashin S., Bruno G., Sergeichev I. Influence of artificial and process-induced defects on very high cycle fatigue characteristics of 316L stainless steel produced by laser powder bed fusion // *Materials Science and Engineering: A*, 2025, vol. 920.
- [21] Кудряшов В. А., Лапышев А. А. Создание аддитивных технологий с учетом усталостного поведения материала в авиационном инжиниринге // *Известия Самарского научного центра РАН*. 2018. № 4–3. С. 406–413.
- [22] Армашова-Тельник Г. С., Соколова П. Н., Дегтерев Д. В. Аддитивные технологии: новационный эффект в промышленности // *Вестник ВГУИТ*. 2020. Т. 82, № 4. С. 347–353.
- [23] Сметанников О. Ю., Бекмансуров М. Р., Ильиных Г. В., Донгаузер К. А. Моделирование напряженно-деформированного состояния в процессе лазерной порошковой наплавки с целью определения конечного коробления изделий // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика*. 2023. № 6. С. 124–134.
- [24] Балякин А. В., Олейник М. А., Злобин Е. П., Скуратов Д. Л. Обзор гибридного аддитивного производства металлических деталей // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2022. Т. 21. № 2. С. 48–64.
- [25] Федченко Т. А., Данилов Н. А., Халеков Я. А., Толстопятов М. И. Аддитивные технологии в ракетостроении. *Кронос*. 2022. № 6 (68).
- [26] Сокольников В. В., Андрюхина Д. С., Зиновкина Д. А. Анализ аддитивных технологий // *Международный журнал прикладных наук и технологий «Integral»*. 2023. № 3.
- [27] Польшкин И. С. Аддитивные технологии титановых сплавов // *Технология легких сплавов*. 2015. № 3. С. 11–15.
- [28] Якупов Р. Р. Математические методы аддитивных технологий. *Наука без границ*. 2017. № 8 (13). С. 35–38.
- [29] Ковалев Д. С., Коваленко П. А. Перспективы внедрения аддитивных технологий в промышленность // *Актуальные проблемы авиации и космонавтики*. 2017. № 13. С. 398–400.
- [30] Литунов С. Н., Слободенюк В. С., Мельников Д. В. Обзор и анализ аддитивных технологий. Часть 1 // *ОНВ*. 2016. № 1 (145). С. 12–17.
- [31] Баева Л. С., Маринин А. А. Современные технологии аддитивного изготовления объектов // *Вестник МГТУ*. 2014. № 1. С. 7–12.
- [32] Шевцов А. В., Денисов А. Е., Коновалов Ю. И. Аддитивные технологии формирования металлургических заготовок. *Актуальные проблемы авиации и космонавтики*. 2020. С. 492–493.
- [33] Баксанова Ю. А., Максимов П. В. Обзор методов аддитивного формирования изделий // *Международный научно-исследовательский журнал*. 2016. № 9–2 (51). С. 6–9.
- [34] Волосков Б. С., Сергеичев И. В., Евлашин С. А. Исследование усталостного поведения образцов из коррозионностойкой стали, изготовленных методами SLM и DMT // *Аддитивные технологии в цифровом производстве. Металлы, сплавы, композиты*. 2019. № 1. С. 36–37.
- [35] Горбовец М. А., Беляев М. С., Рыжков П. В. Сопrotивление усталости жаропрочных никелевых сплавов, полученных методом СЛС // *Авиационные материалы и технологии*. 2018. № 3 (52). С. 50–55.
- [36] Магеррамова Л. А., Ножницкий Ю. А., Волков С. А. и др. Перспективы применения аддитивных технологий для создания деталей и узлов авиационных газотурбинных двигателей и прямоточных воздушно-реактивных двигателей // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2019. Т. 18. № 3. С. 81–98.
- [37] Сметанников О. Ю., Трушников Д. Н., Анисимов А. А. Численное моделирование процесса промежуточной проковки наплавляемых изделий в ANSYS Mechanical APDL (Implicit Analysis) // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика*. 2022. № 4. С. 148–162.
- [38] Сметанников О. Ю., Максимов П. В., Трушников Д. Н. и др. Исследование влияния параметров процесса 3D-наплавки проволочных материалов на формирование остаточных деформаций // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика*. 2019. № 2. С. 181–194.
- [39] Ильиных А. В., Паньков А. М., Лыкова А. В., Пермьяков Г. Л. Экспериментальное исследование циклической долговечности аддитивного титанового сплава ВТ6 в условиях концентрации напряжений // *Вестник*

- Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2023. № 75. С. 120–132.
- [40] Бабайцев А. В., Рабинский Л. Н., Наинг Мин Ян. Методика оценки остаточных напряжений в образцах из сплава AlSi10Mg, полученных по технологии SLM // Труды МАИ. 2021. № 119.
- [41] Jiang Z., Sun J., Berto F., Wang X., Qian G. Усталость и разрушение сплава AlSi10Mg, полученного методом селективного лазерного плавления // Физ. мезомех. 2023, № 2.
- [42] Галиновский А. Л., Голубев Е. С., Коберник Н. В., Филимонов А. С. Аддитивные технологии в производстве изделий аэрокосмической техники. М.: Юрайт. 2024.
- [43] Армашова-Тельник Г. С., Соколова П. Н., Дегтерев Д. В. Аддитивные технологии: новационный эффект в промышленности // Вестник Воронежского государственного университета инженерных технологий, 2020. Т. 82. № 4. С. 347–353. doi: 10.20914/2310-1202-2020-4-347-353.
- [44] Новиков С. В., Рамазанов К. Н. Аддитивные технологии: состояние и перспективы. Уфа: УГАТУ, 2022.
- [45] Герман М. А. Влияние термической и термоводородной обработок на формирование структуры и механические свойства заготовок из $(\alpha+\beta)$ -титановых сплавов, полученных по аддитивным технологиям. М.: МАИ, 2019.
- [46] Barlett J. L., Li X. An overview of residual stresses in metal powder bed fusion // Additive Manufacturing. 2019, vol. 27, pp. 131–149.
- [47] Kruth J. P., Deckers J., Yasa E. et al. Assessing and comparing influencing factors of residual stresses in selective laser melting using a novel analysis method. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part B. 2012, vol. 226, pp. 980–991.
- [48] Mukherjee T., Zhang W., DebRoy T. An improved prediction of residual stresses and distortion in additive manufacturing // Computational Materials Science. 2017, vol. 126, pp. 360–372. doi: 10.1016/j.commatsci.2016.10.003.
- [49] Pant P., Sjöström S., Simonsson K. et al. A Simplified Layer-by-Layer Model for Prediction of Residual Stress Distribution in Additively Manufactured Parts // Metals. 2021, vol. 11, pp. 861. doi: 10.3390/met11060861.
- [50] Mirkoohi E., Li D., Garmestani H., Liang S. Residual stress modeling considering microstructure evolution in metal additive manufacturing // Journal of Manufacturing Processes. 2021, vol. 68, pp. 383–397. doi: 10.1016/j.jmapro.2021.04.041.
- [51] Siewert M., Neugebauer F., Épp J., Ploshikhin V. Validation of Mechanical Layer Equivalent Method for simulation of residual stresses in additive manufactured components // Comput. Math. Appl. 2019, vol. 78, pp. 2407–2416. doi: 10.1016/j.camwa.2018.08.016.
- [52] Ali B., Heider Y., Markert B. Predicting residual stresses in SLM additive manufacturing using a phase-field thermomechanical modeling framework // Computational Materials Science. 2024. doi: 10.1016/j.commatsci.2023.112576.
- [53] Shan Z., Tran M., Woo W. et al. Multiscale framework for prediction of residual stress in additively manufactured functionally graded material // Additive Manufacturing. 2022. doi: 10.1016/j.addma.2022.103378.
- [54] Hu D., Grilli N., Wang L., Yang M., Yan W. Microscale residual stresses in additively manufactured stainless steel: Computational simulation // Journal of the Mechanics and Physics of Solids. 2022. doi: 10.1016/j.jmps.2022.104822.
- [55] Коваленко А. Д. Термоупругость. Киев: Вища школа, 1975.

RESIDUAL STRESSES IN ADDITIVELY MANUFACTURED DETAILS: A REVIEW

A. A. Andreev

*S. P. Korolev Rocket and Space Corporation «Energia»
Korolev, Moscow Region, Russian Federation*

Additive manufacturing methods are currently being introduced into the aerospace industry. Additive manufacturing enables the creation of complexly configured parts, thereby ensuring high efficiency. However, one of the key challenges facing additive manufacturing is residual

stress, which arises during additive manufacturing and is present at all stages. Residual stress, a consequence of thermal heating and cooling of the structure, can have a significant impact on the mechanical and operational properties of manufactured parts. This article examines the causes of residual stress in various additive manufacturing methods. Their impact on the strength characteristics of printed structures and the geometric accuracy of their manufacture is assessed. Methods for reducing residual stress at various stages of additive manufacturing are discussed, including additive part modeling and post-manufacturing processing. A review of existing approaches and methods for modeling and predicting residual stress in additively manufactured structures is provided, which is particularly important for reducing residual stress and increasing strength and reliability in critical aerospace components.

Keywords: additive technologies, additive manufacturing, residual stresses, numerical methods.

Submitted: 08.10.2025. Accepted: 28.11.2025

References

- [1] Burkin S.P., Shimov G.V., Andryukova E.A. Residual stresses in metal products, Ekaterinburg, Ural University Press, 2015.
- [2] Avduevsky V.S., Galitsevsky B.M., Glebov G.A. et al. Fundamentals of heat transfer in aviation and rocket-space technology, Moscow, Mashinostroenie, 1992.
- [3] Timoshenko S.P., Goodier J. Theory of elasticity, Moscow, Nauka, 1979.
- [4] Birger I.A. Residual stresses, Moscow, MASHGIZ, 1963.
- [5] Anosov M.S., Kabaldin Yu. G., Kolchin P.V. et al. Electron microscopic studies of the failure mechanisms of structural steels obtained using 3D printing // Vestnik Nosov Magnitogorskogo Gosudarstvennogo Tekhnicheskogo Universiteta, 2021, vol. 19, no. 3, pp. 68–74.
- [6] Frolov A.V., Shapovalov P.A. Additive technologies: present and future, Moscow, VIAM, 2018, pp. 165–173.
- [7] Nizovtsev V.E., Klimov D.A., Stupenkov M.I., Bredikhina E.N. Additive technologies: present and future, Moscow, VIAM, 2018, pp. 165–173.
- [8] Matusu M., Papuga J., Rosenthal J. et al. The effect of heat treatment on fatigue strength of additively manufactured AlSi10Mg // Procedia Structural Integrity, 2024, vol.57, pp.327–334.
- [9] Xie D., Lv F., Yang Y. et al. A Review on Distortion and Residual Stress in Additive Manufacturing // Chinese Journal of Mechanical Engineering: Additive Manufacturing Frontiers, 2022, vol.1.
- [10] Denkena B., Wichmann M., Pillkahn P. Effect of mechanical finishing on residual stresses and application behavior of wire arc additive manufactured aluminum components, 6th CIRP Conference on Surface Integrity.
- [11] Matusu M., Rosenthal J., Papuga J. et al. Fatigue analysis of additively manufactured specimens from AlSi10Mg with different levels of powder recycling, International Conference on Structural Integrity 2023.
- [12] Chantziara K., Nikas D., Bergstrom J. et al. High and very high cycle fatigue behavior of an additive manufactured hot-work tool steel // Materials Science & Engineering A, 2024, vol. 917.
- [13] Borhani M.R., Rajabi M., Shoja Razavi R., Jamaati R. Investigating the relationship between mechanical properties and residual stress in the laser cladding process of Inconel 625 superalloy, Heliyon, 2023, vol. 9.
- [14] Beltrami M., Pelegatti M., Magnan M. et al. Microstructure and residual stress evolution during cyclic elastoplastic deformation of AISI316L fabricated via laser powder bed fusion // Materials Science & Engineering A, 2024, vol. 898.
- [15] Tahmasbi K., Muhammad M., Avateffazeli M. et al. Very high cycle fatigue characteristics of laser beam powder bed fused AlSi10Mg: A systematic evaluation of part geometry // International Journal of Fatigue, 2024, vol. 189.
- [16] Sirina T.B., Kaynak Y. Prediction of residual stress and distortion in laser powder bed fusion additive manufacturing process of Inconel 718 alloy, 14th CIRP Conference on Intelligent Computation in Manufacturing Engineering.
- [17] Ahmed N., Barsoum I., Abu Al-Rub R.K. Numerical investigation of residual stresses in thin-walled additively manufactured structures from selective laser melting, Heliyon, 2023, vol. 9.
- [18] Vafaei M., Ghanavati R., Saboori A., Ouliano L. The impact of heat treatment on microstructure, residual stress, and mechanical behavior of laser powder bed fusion additively manufactured Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo alloy // Journal of Materials Research and Technology, 2024, vol. 33.
- [19] Azarmi F., Sevostianov I. Evaluation of the residual stresses in metallic materials produced by additive manufacturing technology: effect of microstructure // Current Opinion in Chemical Engineering, 2020, vol. 28, pp. 21–27.

- [20] Voloskov B., Mishurova T., Evlashin S., Bruno G., Sergeichev I. Influence of artificial and process-induced defects on very high cycle fatigue characteristics of 316L stainless steel produced by laser powder bed fusion // *Materials Science and Engineering: A*, 2025, vol. 920.
- [21] Kudryashov V.A., Lapyshov A.A. Development of additive technologies taking into account the fatigue behavior of materials in aviation engineering // *Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*, 2018, no. 4–3, pp. 406–413.
- [22] Armashova-Telnik G. S., Sokolova P.N., Degterev D.V. Additive manufacturing: a transformative effect in industry // *Bulletin of Voronezh State University of Engineering Technologies*, 2020, vol. 82, no. 4, pp. 347–353.
- [23] Smetannikov O. Yu., Bekmansurov M.R., Il'inykh G. V., Dongauzer K.A. Modeling of stress-strain state in the process of laser powder cladding to determine the final warpage of products // *Bulletin of Perm National Research Polytechnic University. Mekhanika*, 2023, no. 6, pp. 124–134.
- [24] Balyakin A. V., Oleynik M.A., Zlobin E.P., Skuratov D.L. An overview of hybrid additive manufacturing of metal parts // *Bulletin of Samara University. Aerospace Engineering, Technology and Mechanical Engineering*, 2022, vol. 21, no. 2, pp. 48–64.
- [25] Fedchenko T.A., Danilov N.A., Khalekov Ya. A., Tolstopyatov M.I. Additive manufacturing in rocket science, *Kronos*, 2022, no. 6 (68).
- [26] Sokolnikov V.V., Andryukhina D.S., Zinovkina D.A. Analysis of additive technologies // *International Journal of Applied Sciences and Technologies «Integral»*, 2023, no. 3.
- [27] Polkin I. S. Additive manufacturing of titanium alloys // *Tekhnologiya Legkikh Splavov*, 2015, no. 3, pp. 11–15.
- [28] Yakupov R.R. Mathematical methods of additive technologies // *Nauka Bez Granits*, 2017, no. 8 (13), pp. 35–38.
- [29] Kovalev D.S., Kovalenko P.A. Prospects for the implementation of additive technologies in industry // *Aktual'nyye problemy aviatsii i kosmonavtiki*, 2017, no. 13, pp. 398–400.
- [30] Litunov S.N., Slobodeniuk V.S., Melnikov D.V. Review and Analysis of Additive Manufacturing. Part 1 // *Oborudovaniye, Tekhnologii, Instrumenty*, 2016, no. 1 (145), pp. 12–17.
- [31] Baeva L. S., Marinina A.A. Modern technologies for additive manufacturing of objects // *Vestnik MSTU*, 2014, no. 1, pp. 7–12.
- [32] Shevtsov A. V., Denisov A. E., Konovalov Yu. I. Additive technologies for forming metallurgical blanks // *Aktual'nyye problemy aviatsii i kosmonavtiki*, 2020, pp. 492–493.
- [33] Baksanova Yu. A., Maksimov P.V. Overview of additive manufacturing methods // *Mezhdunarodnyy nauchno-issledovatel'skiy zhurnal*, 2016, no. 9–2 (51), pp. 6–9.
- [34] Voloskov B. S., Sergeichev I. V., Evlashin S.A. Investigation of fatigue behavior of corrosion-resistant steel specimens manufactured by SLM and DMT methods // *Additive technologies in digital production. Metals, Alloys, Composites*, 2019, no.1, pp. 36–37.
- [35] Gorbovets M.A., Belyaev M. S., Ryzhkov P.V. Fatigue resistance of heat-resistant nickel alloys produced by the SLS method // *Aviatsionnyye materialy i tekhnologii*, 2018, no. 3 (52), pp. 50–55.
- [36] Magerramova L.A., Nozhnitsky Yu. A., Volkov S.A. et al. Prospects for the application of additive technologies for the creation of parts and components for aircraft gas turbine engines and ramjet engines // *Bulletin of Samara University. Aerospace Engineering, Technology and Mechanical Engineering*, 2019, vol. 18, no. 3, pp. 81–98.
- [37] Smetannikov O. Yu., Trushnikov D.N., Anisimov A.A. Numerical simulation of the process of intermediate forging of deposited products in ANSYS Mechanical APDL (Implicit Analysis) // *Bulletin of Perm National Research Polytechnic University. Mekhanika*, 2022, no. 4, pp. 148–162.
- [38] Smetannikov O. Yu., Maksimov P.V., Trushnikov D.N. et al. Study of the influence of 3D surfacing process parameters of wire materials on the formation of residual deformations // *Bulletin of Perm National Research Polytechnic University. Mekhanika*, 2019, no. 2, pp. 181–194.
- [39] Il'inykh A. V., Pan'kov A. M., Lykova A. V., Permyakov G.L. Experimental study of cyclic durability of additive titanium alloy VT6 under stress concentration conditions // *Bulletin of Perm National Research Polytechnic University. Aerospace Engineering*, 2023, no. 75, pp. 120–132.
- [40] Babaytsev A. V., Rabinsky L.N., Yan N.M. Methodology for assessing residual stresses in AlSi10Mg alloy samples obtained using SLM technology // *Trudy MAI*, 2021, no. 119.
- [41] Jiang Z., Sun J., Berto F., Wang X., Qian G. Fatigue and fracture of AlSi10Mg alloy produced by selective laser melting // *Physical Mesomechanics*, 2023, no. 2.
- [42] Galinovsky A.L., Golubev E.S., Kobernik N.V., Filimonov A.S. Additive technologies in the production of aerospace products, Moscow, Yurait Publishing House, 2024.
- [43] Armashova-Telnik G. S., Sokolova P.N., Degterev D.V. Additive manufacturing: a transformative effect in industry // *Bulletin of Voronezh State University of Engineering Technologies*, 2020, vol. 82, no. 4, pp. 347–353. doi: 10.20914/2310-1202-2020-4-347-353.
- [44] Novikov S.V., Ramazanov K.N. Additive technologies: status and prospects, Ufa, Ufa State Aviation Technical University, 2022.

- [45] German M. A. Influence of thermal and thermohydrogen treatments on the formation of structure and mechanical properties of workpieces from ($\alpha+\beta$)-titanium alloys obtained by additive technologies, Moscow, Moscow Aviation Institute, 2019.
- [46] Barlett J. L., Li X. An overview of residual stresses in metal powder bed fusion, *Additive Manufacturing*, 2019, vol. 27, pp. 131–149.
- [47] Kruth J. P., Deckers J., Yasa E. et al. Assessing and comparing influencing factors of residual stresses in selective laser melting using a novel analysis method, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B*, 2012, no. 226, pp. 980–991.
- [48] Mukherjee T., Zhang W., DebRoy T. An improved prediction of residual stresses and distortion in additive manufacturing // *Computational Materials Science*, 2017, vol. 126, pp. 360–372. doi: 10.1016/j.commatsci.2016.10.003.
- [49] Pant P., Sjöström S., Simonsson K. et al. A Simplified Layer-by-Layer Model for Prediction of Residual Stress Distribution in Additively Manufactured Parts // *Metals*, 2021, vol. 11, P. 861. doi: 10.3390/met11060861.
- [50] Mirkoohi E., Li D., Garmestani H., Liang S. Residual stress modeling considering microstructure evolution in metal additive manufacturing // *Journal of Manufacturing Processes*, 2021, vol. 68, pp. 383–397. doi: 10.1016/j.jmapro.2021.04.041.
- [51] Siewert M., Neugebauer F., Épp J., Ploshikhin V. Validation of Mechanical Layer Equivalent Method for simulation of residual stresses in additive manufactured components // *Comput. Math. Appl.*, 2019, vol. 78, pp. 2407–2416. doi: 10.1016/j.camwa.2018.08.016.
- [52] Ali B., Heider Y., Markert B. Predicting residual stresses in SLM additive manufacturing using a phase-field thermomechanical modeling framework // *Computational Materials Science*, 2024. doi: 10.1016/j.commatsci.2023.112576.
- [53] Shan Z., Tran M., Woo W. et al. Multiscale framework for prediction of residual stress in additively manufactured functionally graded material // *Additive Manufacturing*, 2022. doi: 10.1016/j.addma.2022.103378.
- [54] Hu D., Grilli N., Wang L., Yang M., Yan W. Microscale residual stresses in additively manufactured stainless steel: Computational simulation // *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 2022. doi: 10.1016/j.jmps.2022.104822.
- [55] Kovalenko A. D. *Thermoelasticity*, Kiev, Vyshcha Shkola Publishing Association, 1975.

Сведения об авторе

Андреев Алексей Алексеевич – аспирант, инженер-конструктор III категории ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С. П. Королёва». Окончил Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана в 2024 году. Область научных интересов: механика деформируемого твердого тела, расчет на прочность конструкций космических аппаратов, космическая техника.

ПРИМЕНЕНИЕ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ФУРЬЕ В ОБРАБОТКЕ МЕЖСПУТНИКОВЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

А. Е. Шмидт^{✉1}, Т. Г. Орешенко²

¹АО «Информационные спутниковые системы»
имени академика М. Ф. Решетнёва»

г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

²Сибирский государственный университет науки и технологий
имени академика М. Ф. Решетнёва

г. Красноярск, Российская Федерация

Статья посвящена разработке метода фильтрации шумов в межспутниковых измерениях на основе преобразования Фурье и адаптивной обработки цветového шума. Актуальность исследования обусловлена необходимостью повышения точности спутниковых навигационных систем в условиях роста помех и сложности операционной среды. Основная цель – снижение случайных и систематических погрешностей в невязках измерений, возникающих из-за различий между расчётными и фактическими значениями задержек сигналов между спутниками. Предложенный метод сочетает спектральный анализ с использованием преобразования Фурье для декомпозиции сигнала на частотные компоненты и адаптивные алгоритмы, учитывающие специфику спектральной плотности цветového шума. Это позволяет эффективно выделить низкочастотный полезный сигнал, подавить высокочастотные шумы и минимизировать искажения. Результаты демонстрируют снижение уровня шумов на 0.5 м при сохранении структурной целостности данных, что подтверждается анализом амплитудных и фазовых спектров, а также коррелограмм. Метод показал эффективность в условиях доминирования розового шума, связанного с долговременными трендами и аппаратными задержками. Применение разработки способствует повышению точности оценок задержек в задачах геодезии, авиационной навигации и мониторинга. Перспективы работы связаны с интеграцией алгоритмов машинного обучения для динамической настройки параметров фильтрации в реальном времени и оптимизацией вычислительных ресурсов.

Ключевые слова: преобразование Фурье, цветовой шум, фильтр нижних частот, межспутниковые измерения, невязка, спутниковая навигация, спектральный анализ, адаптивная фильтрация, точность позиционирования, шумоподавление.

Поступила в редакцию: 21.05.2025. Принята к печати: 28.11.2025.

Введение

Современные спутниковые навигационные системы играют ключевую роль в геодезии, телекоммуникациях, мониторинге окружающей среды и управлении транспортными потоками. Точность позиционирования в таких системах зависит от качества обработки сигналов и точности эфемеридно-временной информации, передаваемой в составе навигационных сообщений, которая, в свою очередь, определяется целым рядом факторов, в том

числе эффективностью предварительной обработки используемой измерительной информации, включающей, кроме прочего, устранение шумов в межспутниковых измерениях.

Невязками будем считать расхождения между измеренными и расчётными значениями задержек прохождения сигнала между двумя спутниками одной орбитальной системы, содержащие высокочастотные шумовые компоненты, которые искажают полезный сигнал и снижают надёжность навигационных данных. Особую сложность представляет наличие цветového шума, характеризующегося неравномерной спектральной плотностью, что делает традиционные методы фильтрации, рассчитанные

✉ shmidt.al.ye@yandex.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2025

на отбраковку аномальных значений, недостаточно эффективными.

В данной работе исследуется подход, объединяющий преобразование Фурье и адаптивную обработку цветового шума, для создания фильтра нижних частот, ориентированного на очистку невязок межспутниковых задержек от белого шума. Преобразование Фурье позволяет декомпозировать сигнал на частотные компоненты, выделяя низкочастотную часть, соответствующую полезным данным, и подавляя высокочастотные шумы. Однако в условиях доминирования цветового шума стандартные частотные фильтры могут искажать сигнал из-за отсутствия учёта специфики его спектральных характеристик. Для решения этой проблемы предлагается использовать адаптивные алгоритмы, которые динамически корректируют параметры фильтрации, учитывая особенности спектральной плотности шума.

Актуальность исследования обусловлена растущими требованиями к точности спутниковых систем в условиях увеличения числа помех и сложности операционной среды. Предложенная методика направлена на минимизацию как случайных, так и систематических погрешностей.

Работа демонстрирует, что комбинация спектрального анализа и адаптивной обработки цветового шума не только повышает точность оценок задержек, но и сохраняет структурную целостность полезного сигнала. Результаты исследования открывают перспективы для интеграции данных методов в реальные системы обработки спутниковых данных, а также для их дальнейшего развития с применением технологий машинного обучения и оптимизации вычислительных ресурсов.

1. Основные принципы преобразования Фурье

Преобразование Фурье является математическим методом разложения сложного сигнала на набор простых гармонических составляющих с различными частотами. В результате этого преобразования временной ряд данных преобразуется в спектр, представляющий собой набор гармоник и соответствующих им амплитуд, фаз. Для дискретных данных используется дискретное преобразование Фурье, которое на практике реализуется с помощью быстрого преобразования Фурье – наиболее эффективного алгоритма вычисления преобразования Фурье [1, 2].

Преобразование Фурье в обработке межспутниковых измерений может иметь несколько применений, указанных ниже.

1.1. Спектральный анализ

Преобразование Фурье позволяет проводить анализ спектра мощности сигнала межспутни-

ковой радиолинии, выявляя доминирующие частоты, соответствующие различным физическим процессам, таким как гравитационные аномалии, приливные эффекты и орбитальные возмущения. Этот анализ позволяет идентифицировать и разделить сигналы различной природы, что важно для правильной интерпретации данных межспутниковых измерений.

1.2. Фильтрация шума

Шум и помехи в данных межспутниковых измерений часто имеют характерные частотные диапазоны, отличные от полезного сигнала. В частотной области можно применить фильтры, подавляющие нежелательные частоты, и сохранить полезный сигнал. Это позволяет существенно повысить точность измерений [1].

1.3. Восстановление сигналов

Используя преобразование Фурье, можно восстанавливать пропущенные или поврежденные данные в межспутниковых измерениях. Зная частотные характеристики сигнала, можно использовать интерполяцию в частотной области для восстановления отсутствующих данных [1].

1.4. Сжатие данных

После преобразования Фурье некоторые частотные компоненты сигнала могут иметь незначительные амплитуды и быть отброшены без существенной потери информации. Это позволяет составить массив из амплитуд и фаз, дающий возможность передавать данные с меньшими затратами вычислительной мощности [3].

Спектральный анализ заключается в определении спектра сигнала и его дальнейшей обработке. Спектром сигнала называется множество амплитуд и начальных фаз гармонических колебаний кратных частот, сумма которых равна сигналу

$$f(t) = A_0 + \sum_{k=1}^{N/2} A_k \sin(\omega_k t + \theta_k), \quad (1)$$

где k – номер гармоники; N – длина массива исходных данных; ω_k – частота гармоники k ; A_k – амплитуда гармоники k ; θ_k – фаза гармоники k .

Для обработки межспутниковых измерений перед применением преобразования Фурье следует провести предварительную обработку данных, рассчитать аналог навигационного параметра с учетом коррекции релятивистских и других эффектов, рассчитать невязки и провести отбраковку аномалий. Формула расчета невязки представлена ниже [4].

$$\Delta S(t_i) = S_{nm}(t_i) - \tilde{S}_{nm}(t_i), \quad (2)$$

где $S_{nm}(t_i)$ – псевдодальномерный навигационный параметр (ПНА); $\hat{S}_{nm}(t_i)$ – расчетный аналог псевдодальномерного навигационного параметра (РА).

Для качественного анализа следует использовать массив данных, кратный циклу повторения данных. Спутники исследуемой системы находятся на околокруговой орбите на высоте 19100 км в трех плоскостях и совершают один виток вокруг Земли за 11 часов 15 минут. Аппаратура межспутниковой радиолинии проводит измерения между космическими аппаратами (далее – КА) на сеансах связи. Сеанс длится 15 минут в начале каждого часа, а измерения проводятся с частотой одно измерение в 20 с.

Таким образом, за один оборот вокруг Земли количество измерений можно рассчитать следующим образом:

$$N_{\sigma} = 12 \text{ сеансов} \cdot \frac{15 \text{ минут}}{20 \text{ секунд}} = 540 \text{ измерений}. \quad (3)$$

Данное соотношение выполнимо для пары КА со 100 % радиовидимостью, т.е. расположенных в одной плоскости. Невязка между ПНА и РА для подобной пары КА представлена на рисунке 1.

Аргументом функции преобразования Фурье является массив временных отсчетов из N элементов, а результатом – два массива длиной $N/2$ элементов, соответствующие действительной и мнимой частям преобразования Фурье.

Сектор гармонических колебаний можно представить в виде еще двух спектров: амплитудного и фазового.

Амплитудный спектр – это множество амплитуд гармонических колебаний кратных частот.

$$A_k = \sqrt{(a_k^2 + b_k^2)}, \quad (4)$$

где a_k – коэффициент при косинусной составляющей гармоники k ; b_k – коэффициент при синусной составляющей гармоники k .

Фазовый спектр – это множество начальных фаз гармонических колебаний кратных частот:

$$\theta_k = \text{arctg}\left(\frac{b_k}{a_k}\right). \quad (5)$$

Если спектр известен, то сигнал как функцию времени всегда можно получить с помощью выражения:

$$f(x) = \frac{a_0}{2} + \sum_{k=1}^{N/2} (a_k \cos(2\pi \frac{k}{N} x) + b_k \sin(2\pi \frac{k}{N} x)). \quad (6)$$

Далее рассмотрим применение преобразования Фурье в качестве фильтра нижних частот для устранения случайных погрешностей межспутниковых измерений.

2. Алгоритм. Фильтр нижних частот

Цвет шума (белый, розовый, красный, синий и т.д.) связан с распределением энергии шума по частотам. Это распределение может быть использовано для анализа погрешностей, содержащихся во временном ряде, так как шум часто является проявлением случайных погрешностей или неопределённостей в данных.

Цвет шума определяется зависимостью спектральной плотности мощности от частоты. Ниже представлены описание и характеристики для разных типов шума [6–8].

Чтобы проанализировать погрешности во временном ряде, используем следующий алгоритм.

Спектральная плотность мощности:

$$S_k = \frac{A_k^2}{N}. \quad (7)$$

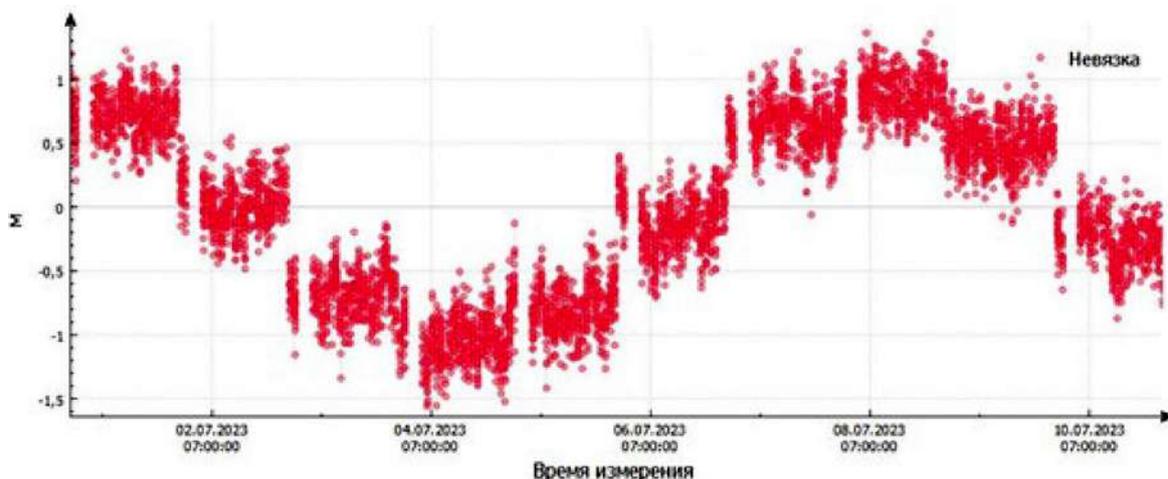


Рисунок 1. Невязка между ПНА и РА

Таблица 1

Цвет шума и его характеристики

Цвет шума	Наклон PSD	Характеризуется	Пример
белый	0	отсутствием корреляции между значениями во временном ряде	погрешности измерений, вызванные случайными флуктуациями
розовый	-1	долговременной корреляцией и наличием низкочастотных компонент	погрешности, связанные с долговременными трендами или дрейфом
красный	-2	сильной низкочастотной корреляцией	интегральные погрешности, такие как случайное блуждание
синий	+1	преобладанием высокочастотных компонент	погрешности, связанные с быстрыми флуктуациями
фиолетовый	+2	очень сильными высокочастотными компонентами	погрешности, связанные с резкими изменениями или скачками

В качестве алгоритма аппроксимации используем метод Левенберга-Марквардта с нелинейной моделью типа

$$y(k) = a \cdot e^{-bk} + c. \tag{8}$$

Для определения частот сопряжения и наклонов применим метод прямого преобразования Лапласа:

$$Y(s) = \frac{(a+c) \cdot s + c \cdot b}{s \cdot (s+b)}. \tag{9}$$

Критическими точками, определяющими поведение системы в частотной области, явля-

ются нули (корни числителя) и полюсы (корни знаменателя) передаточной функции $Y(s)$. Информация о наклонах и частотах сопряжения после перехода во временную область представлена в таблице 2.

Если наклон меньше 0,09, то все правые гармоники будут относиться к белому шуму. Ниже представлен амплитудный и фазовый спектр (рисунки 3 и 4) анализируемых данных, на графиках также установлены метки частот, где одна частота соответствует одному витку пары КА.

В таблице 3 приведены характеристики для исходных данных без учета белого шума.

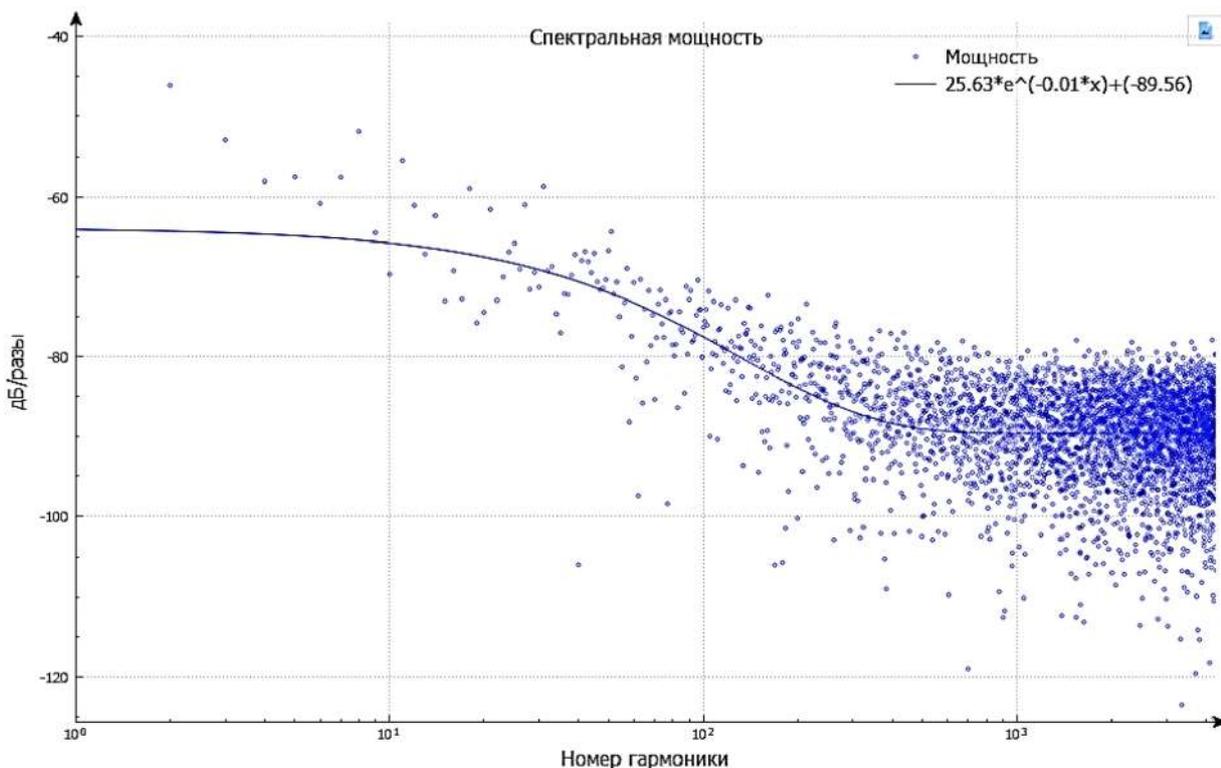


Рисунок 2. Спектральная мощность невязки между ПНА и РА

Таблица 2

Цвет шума и его характеристики

Начальная гармоника	Конечная гармоника	Наклон	Разница, дБ
0	592	-0.91512	25.3377
593	829	-0.0100815	0.241214
830	4320	-0.00134672	0.0477647

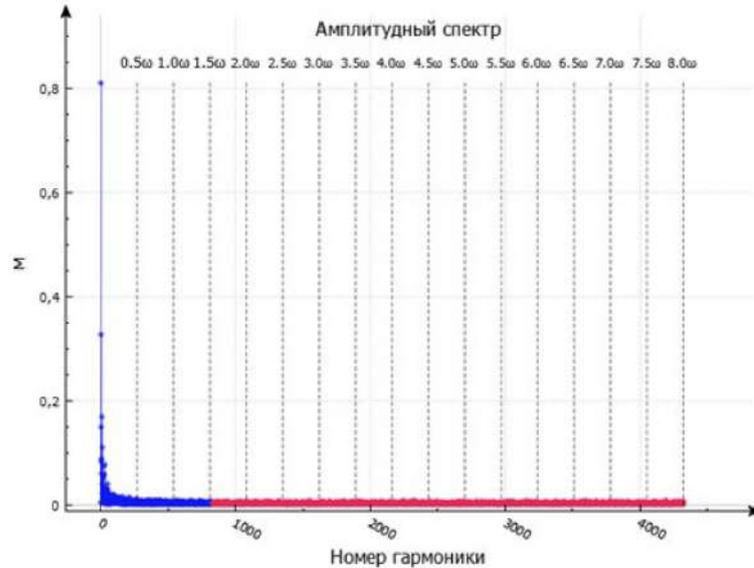


Рисунок 3. Амплитудный спектр невязки между ПНА и РА: синий – амплитуды гармоник отфильтрованных данных, красный – амплитуды гармоник белого шума

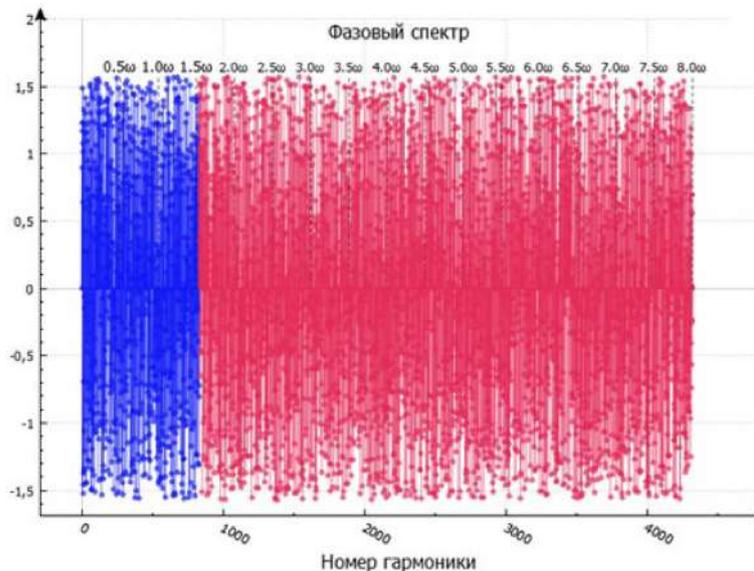


Рисунок 4. Фазовый спектр невязки между ПНА и РА: синий – фазы гармоник отфильтрованных данных, красный – фазы гармоник белого шума

Таблица 3

Общие параметры спектрального анализа

Кол-во гармоник общее	4321	СКО исх. данных	0.687	WERE данных	92.136 %
Кол-во гармоник в данных	830	СКО данных	0.676	Мак. амплитуда	0.8094 м
Кол-во гармоник в шум	3491	СКО шум	0.121	Порог по амплитуде	0.0026 м

3. Анализ достоверности отбраковки белого шума

Чтобы доказать, что данные временного ряда являются шумом, восстановим из спектра амплитуд и фаз предполагаемый белый шум (рисунок 5).

Шумовые данные обычно являются стационарными, то есть их статистические свойства (среднее, дисперсия) не зависят от времени и близятся к нулю.

Среднее значение:

$$\bar{X}_{ш} = \frac{\sum_{i=1}^n X_i}{n} = 4.35 \cdot 10^{-16} \text{ м.} \quad (10)$$

Дисперсия:

$$\sigma_{ш}^2 = \frac{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X}_{ш})^2}{n} = 0.015. \quad (11)$$

В анализе временных рядов автокорреляционная функция показывает степень линейной статистической связи между значениями временного ряда. Численно автокорреляционная функция представляет собой последовательность коэффициентов корреляции между исходным рядом и его копией, сдвинутой на заданное число интервалов ряда (это число называется лагом L):

$$f(L) = \sum_{L=0}^{n/4} r_{i,i-L}, \quad (12)$$

где n – количество элементов временного ряда; r – коэффициент корреляции.

С увеличением лага количество элементов ряда, для которых вычисляется коэффициент кор-

реляции, уменьшается. На практике максимальный лаг не должен превышать четверти длины ряда [9, 10].

График зависимости коэффициента корреляции от лага называется коррелограммой и представлен на рисунке 6.

Корреляционная функция достигает максимума при $L = 0$, что означает полную корреляцию ряда с самим собой – отсутствие закономерностей в ряде. Значения коэффициентов корреляции очень малы и варьируются в диапазоне от $-4.16 \cdot 10^{-5}$ до 0.0002, что соответствует характеристикам белого шума.

Восстановим из спектра амплитуд и фаз данные, не содержащие погрешности типа белого шума (рисунок 7).

Среднее значение ряда составляет 0.004 м, а дисперсия – 0.457.

Коэффициенты корреляции находятся в пределах от -0.2 до $0,5$ и имеют вид синусоидальной зависимости. Исключение белого шума уменьшает разброс невязки межспутниковых измерений на 0.5 м, при этом сохраняя структуру.

Таким образом, восстановленные данные больше не содержат погрешностей измерений, связанных с белым шумом, который возникает на фоне:

- случайных флуктуаций;
- теплового излучения (например, шума Джонсона-Найквиста в электронных компонентах);
- нетеплового космического излучения (реликтовый фон, синхротронное излучение галактик, солнечная активность).

Эти факторы создают аддитивные помехи в радиолиниях связи, искажая полезный сигнал.

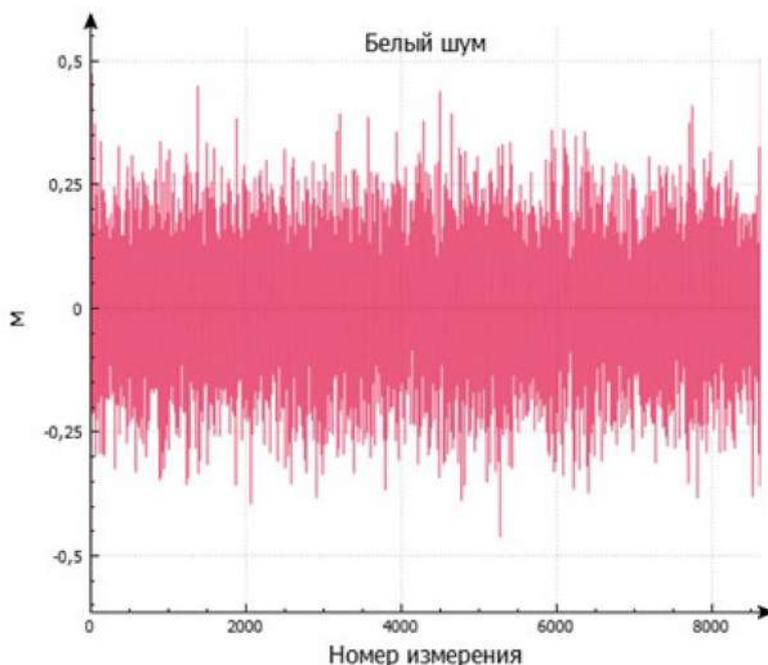


Рисунок 5. Отбракованный шум

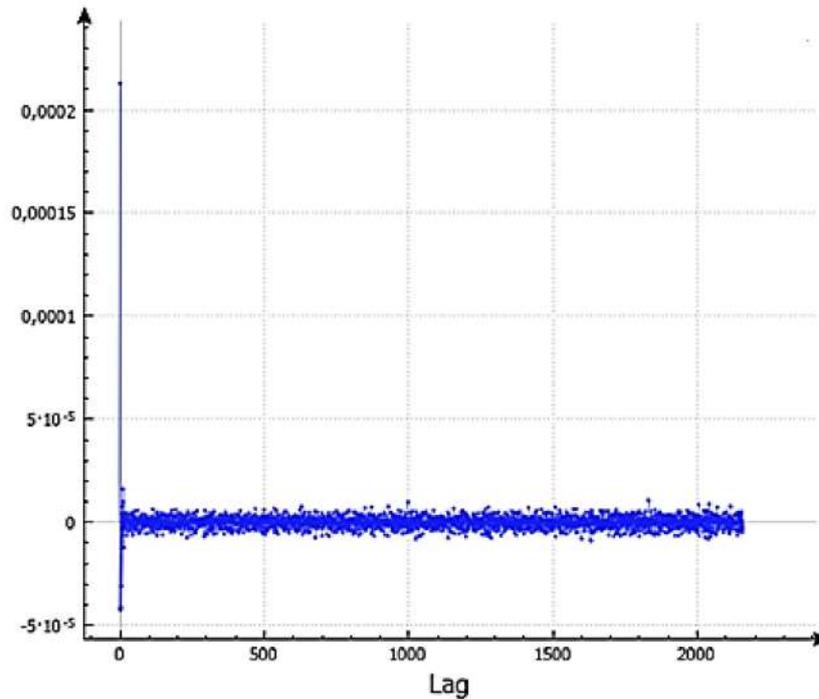


Рисунок 6. Коррелограмма шума

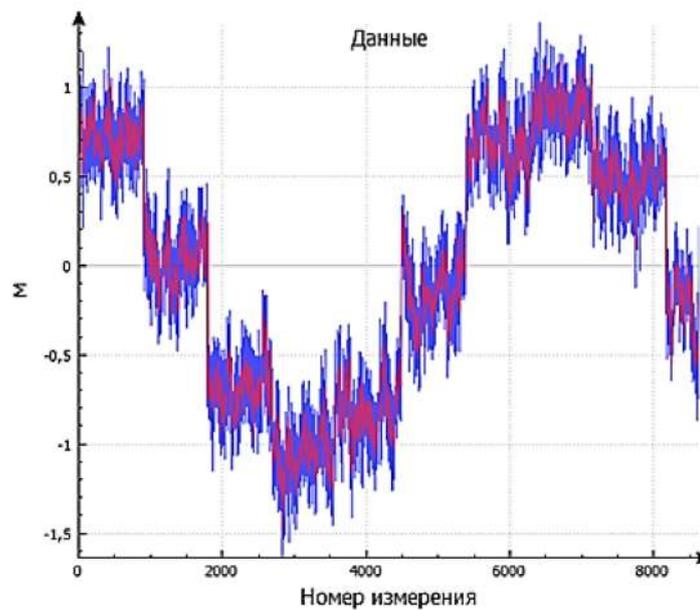


Рисунок 7. Восстановленные данные без шума: синий – исходные данные, красный – данные, не содержащие белый шум

Однако в данных сохраняется спектральная зависимость, характерная для розового шума в диапазоне частот от $k = 0$ до $k = k_{\text{шн}} = 830$, обусловленная:

- долговременными трендами (медленные вариации сигнала);
- дрейфом нуля (систематические смещения);
- некомпенсированными расхождениями шкал времени (например, из-за относительного движения приемника и передатчика);
- аппаратными задержками (распространение сигнала в аналоговых трактах, деградация материалов компонентов).

Возможными источниками розового шума в системе являются:

- электронные компоненты – дрейф параметров усилителей, АЦП/ЦАП, термоэлектрические эффекты в схемах;
- нестабильность опорных генераторов;
- программные задержки в цифровой обработке.

Заключение

Применение преобразования Фурье и обработка цветного шума для фильтрации низких частот

в задаче устранения шумов в остаточных невязках межспутниковых измерений демонстрирует высокую эффективность в улучшении точности навигационных систем. Использование спектрального анализа позволило выделить низкочастотные компоненты, соответствующие полезному сигналу, и отделить их от высокочастотных шумовых составляющих. Обработка цветового шума, в свою очередь, обеспечила адаптивную фильтрацию с учетом специфики спектральной плотности помех, характерных для межспутниковых измерений. Это позволило минимизировать искажение полезного сигнала, сохранив его информативность, и повысить устойчивость фильтрации к разнородным шумам.

Результаты исследования подтверждают, что комбинация данных методов снижает уровень случайных ошибок и способствует повышению надежности оценок задержек в условиях ограниченной точности измерения. Это особенно значимо для задач спутниковой геодезии, навигации и мониторинга, где требования к качеству данных крайне высоки.

Дальнейшее развитие подхода может быть связано с интеграцией адаптивных алгоритмов машинного обучения для динамической настройки параметров фильтрации, а также оптимизацией вычислительной сложности для обработки данных в реальном времени. Предложенная методика открывает перспективы для создания более точных и устойчивых систем навигационного определения.

Список литературы

- [1] Иванов В. А., Медведев В. С., Чемоданов Б. К., Ющенко А. С. Математические основы автоматического регулирования: в 2 т. Т. II. М.: Высшая школа, 2009. 94 с.
- [2] Оппенгейм А. В., Шафер Р. В. Цифровая обработка сигналов. М.: Техносфера, 2012. 856 с.
- [3] Рабинер Л., Гоулд Б. Теория и применение цифровой обработки сигналов. М.: Мир, 2018. 584 с.
- [4] Ганжа В. С., Марарескул Т. А., Муратов Д. С. Калибровка бортовой аппаратуры измерения псевдодальности между космическими аппаратами для повышения точности определения расхождения их шкал времени // Известия высших учебных заведений / Машиностроение. 2021. № 12. С. 100–106.
- [5] Istepanian R. S. H., Whidborne J. F. Digital Signal Processing for Measurement Systems: Theory and Applications. London: Springer, 2016. 309 p.
- [6] Wu H., Li K., Shi W. et al. A wavelet-based hybrid approach to remove the flicker noise and the white noise from GPS coordinate time series // GPS Solutions. 2015, vol. 19, pp. 511–523.
- [7] Stoica P., Moses R. L. Spectral Analysis of Signals. 2nd ed. Pearson Prentice Hall, 2016. 452 p.
- [8] European Space Agency. Galileo Open Service Signal in Space Interface Control Document [Электронный ресурс]. URL: www.gsc-europa.eu (дата обращения: 10.10.2024).
- [9] Лотонов М. А., Донченко С. И., Федотов В. Н. Оценка погрешности определения псевдодальности в спутниковой радиолокации // Измерительная техника. 2010. № 3. С. 34–36.
- [10] Kay S. M. Fundamentals of Statistical Signal Processing: Estimation Theory. New Jersey: Prentice Hall, 2017. 595 p.

APPLICATION OF FOURIER TRANSFORM IN PROCESSING INTER-SATELLITE MEASUREMENTS

A. E. Shmidt¹, T. G. Oreshenko²

¹JSC «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems»
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

²Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
Krasnoyarsk, Russian Federation

The article presents a method for noise filtering in inter-satellite measurements based on Fourier transform and adaptive colored noise processing. The relevance of the study stems from the need to enhance the accuracy of satellite navigation systems amid increasing interference and operational complexity. The primary goal is to reduce random and systematic errors in measurement residuals caused by discrepancies between calculated and actual signal delays

between satellites. The proposed method combines spectral analysis using Fourier transform to decompose signals into frequency components with adaptive algorithms that account for the spectral density characteristics of colored noise. This approach effectively isolates low-frequency useful signals, suppresses high-frequency noise, and minimizes signal distortion. The results demonstrate a noise level reduction of 0.5 m while preserving data structural integrity, confirmed by amplitude and phase spectrum analysis, as well as correlograms. The method proved effective in environments dominated by pink noise associated with long-term trends and hardware delays. The developed technique improves delay estimation accuracy in geodetic tasks, aviation navigation, and monitoring applications. Future research directions include integrating machine learning algorithms for real-time dynamic adjustment of filtering parameters and optimizing computational resources.

Keywords: Fourier transform, colored noise, low-pass filter, intersatellite measurements, residuals, satellite navigation, spectral analysis, adaptive filtering, positioning accuracy, noise suppression.

Submitted: 21.05.2025. Accepted: 28.11.2025

References

- [1] Ivanov V.A., Medvedev V.S., Chemodanov B.K., Yushchenko A.S. *Mathematical Foundations of Automatic Control*. Moscow, Vysshaya Shkola, 2009, 94 p.
- [2] Oppenheim A.V., Schaffer R.W. *Digital Signal Processing*. Moscow, Tekhnosfera, 2012, 856 p.
- [3] Rabiner L., Gould B. *Theory and Application of Digital Signal Processing*. Moscow, Mir, 2018, 584 p.
- [4] Ganzha V.S., Marareskul T.A., Muratov D.S. Calibration of Onboard Pseudorange Measurement Equipment for Spacecraft to Improve Accuracy of Time Scale Discrepancy Determination // *Bulletin of Higher Educational Institutions. Mechanical Engineering*, 2021, no. 12, pp. 100–106.
- [5] Istepanian R.S.H., Whidborne J.F. *Digital Signal Processing for Measurement Systems: Theory and Applications*. London, Springer, 2016, 309 p.
- [6] Wu H., Li K., Shi W. et al. A wavelet-based hybrid approach to remove the flicker noise and the white noise from GPS coordinate time series // *GPS Solutions*, 2015, vol. 19, pp. 511–523.
- [7] Stoica P., Moses R.L. *Spectral Analysis of Signals*. 2nd ed. Pearson Prentice Hall, 2016, 452 p.
- [8] European Space Agency. Galileo Open Service Signal in Space Interface Control Document. Available at: www.gsc-europa.eu (accessed 10.10.2024).
- [9] Lotonov M.A., Donchenko S.I., Fedotov V.N. Error Estimation of Pseudorange Determination in Satellite Radar // *Measurement Techniques*, 2010, no. 3, pp. 34–36.
- [10] Kay S.M. *Fundamentals of Statistical Signal Processing: Estimation Theory*. New Jersey, Prentice Hall, 2017, 595 p.

Сведения об авторах

Шмидт Алина Евгеньевна – магистрант Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва, инженер-программист III категории АО «РЕШЕТНЁВ». Область научных интересов: межспутниковые измерения, программирование, автоматизация.

Орешенко Татьяна Геннадьевна – кандидат технических наук, доцент Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Окончила Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва в 2010 году. Область научных интересов: автоматизация, системы управления, радиоэлектроника.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕМЕНТОВ ПРЕЦИЗИОННОЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

О. И. Ровняков✉, К. А. Дюжев, К. В. Ануфрейчик

Институт космических исследований РАН
г. Москва, Российская Федерация

Задача большинства научных приборов на космическом аппарате – выполнение измерений. Источник опорного напряжения – один из основных элементов измерительной системы, от которого зависит её точность. Во время штатной эксплуатации прибора опорное напряжение подвержено температурным изменениям, которые в отличие от начальной погрешности не могут быть устранены наземной калибровкой. Экспериментально исследована работа источника ISL21090B-50 в типичном рабочем диапазоне температур космической аппаратуры, определены его интегральный и дифференциальный температурные коэффициенты и тепловой гистерезис, сделаны выводы о теоретически достижимом разрешении прецизионной измерительной системы на основе данной микросхемы и описаны способы его повышения. Показана принципиальная возможность повышения разрешающей способности измерительных систем на основе опорных источников с линейной зависимостью напряжения от температуры путём введения математической поправки в результаты измерений на основе данных о фактической температуре опорного элемента. Экспериментально в климатической камере исследована работа радиационно-стойких интегральных термодатчиков 530БНТО25 для их применения в качестве внутренних телеметрических датчиков в перспективных научных приборах, получены зависимости их погрешности от температуры. Приводится пример компенсации температурного дрейфа микросхемы ISL21090B-50 на основе показаний термодатчиков.

Ключевые слова: источник опорного напряжения, ИОН, АЦП, тепловой гистерезис, датчик температуры, бандгап, научное оборудование космического аппарата.

Поступила в редакцию: 11.11.2025. Принята к печати: 28.11.2025.

Введение

Большинство научных приборов, составляющих полезную нагрузку современных космических аппаратов (КА), представляют собой измерительные системы (ИС). Практически каждый такой прибор можно функционально разделить на две части: датчики и остальную электронику, которые конструктивно могут быть объединены в моноблок либо реализованы в виде разных блоков (блок датчиков БД и блок электроники БЭ), например, когда требуется установка датчиков на выносной штанге, чтобы в их поле зрения не попадали элементы конструкции КА.

Особенности конструкции и схемотехники датчиков для измерений характеристик космической плазмы рассмотрены в [1], однако параметры ИС, как правило, в меньшей степени зависят и от качества остальных её элементов – аналогового преобразователя (АЦП), источника опорного напряжения (ИОН), промежуточных аналоговых каскадов, качества электропитания и т.д.

На рисунке 1 упрощённо изображена функциональная схема прецизионной ИС для перспективных бортовых приборов в варианте с отдельными блоками датчиков и электроники. Сигнал от датчика, например от Зонда Ленгмюра [1], поступает на усилитель датчика У1, выполняющий функцию масштабирования и буферизации сигнала, а также зачастую преобразующий несимметричный вход-

✉ rovnyakov@cosmos.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2025

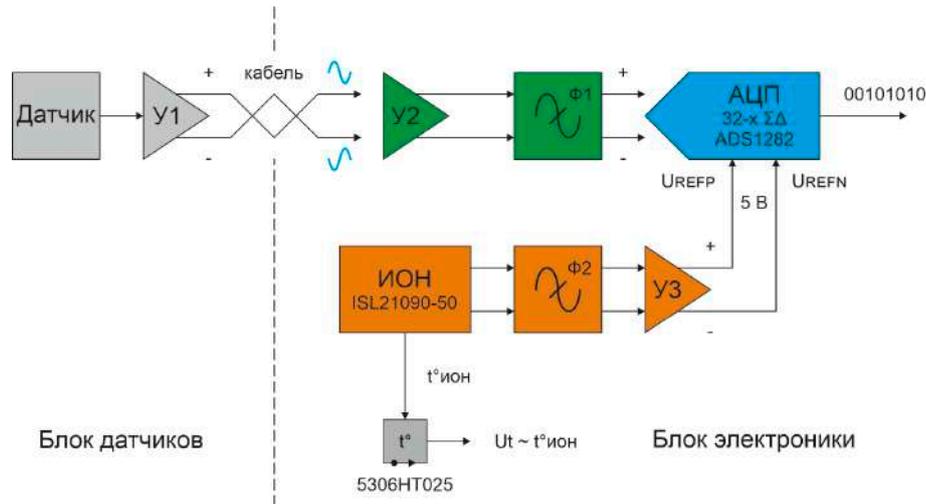


Рисунок 1. Функциональная схема прецизионной измерительной системы

ной сигнал в симметричный выходной. В последнем случае У1 выполняет роль не просто буфера, а драйвера дифференциальной линии, имеющей повышенную устойчивость к помехам. По кабелю сигнал передаётся с выхода БД на вход БЭ. Тот же принцип может быть реализован и в моноблоке, например, если электроника датчиков и АЦП находятся в разных узлах (на разных печатных платах). Входной сигнал БЭ буферизуется усилителем У2 и через антиализинговый (anti-aliasing) фильтр Ф1 поступает на вход АЦП – у современных микросхем АЦП высокой разрядности, в том числе у показанного на схеме ADS1282 [2], он, как правило, дифференциальный. Помимо измерительного входа высокоразрядные АЦП обычно имеют вход для подключения внешнего источника опорного напряжения (U_{REFP} , U_{REFN}), тоже дифференциальный. Напряжение ИОН – в нашем макете это прецизионный ISL21090B-50 [3] – поступает на вход АЦП не напрямую, а через фильтр низкой частоты Ф2, ограничивающий полосу частот шума ИОН, и буферный каскад У3 на операционном усилителе. Также на схеме показан интегральный термодатчик 5306HT025, речь о нём пойдёт ниже.

Одним из основных факторов, диктующих специфические требования к бортовой аппаратуре в сравнении с «наземными» устройствами, является довольно широкий температурный диапазон: температура термостабилизированной плиты (ТСП) космического аппарата обычно гарантируется в лучшем случае в диапазоне от -20 до $+40$ °С (для выносных элементов конструкции КА диапазон может быть гораздо шире) [1]. При этом из-за тепловыделения на электронных компонентах верхний предел температуры внутри БЭ может достигать 75 °С и выше.

Все перечисленные элементы блока электроники влияют на точность и стабильность измерительной системы, однако в разной степени. Усилители У1 – У3 и фильтры Ф1 и Ф2, как пра-

вило, выполняются на операционных усилителях (ОУ), начальное напряжение смещения которых компенсируется калибровкой, а его изменения с температурой – выбором ОУ с малым или даже околонулевым (zero-drift amplifiers) дрейфом [4]. Антиализинговый фильтр Ф1 и фильтр ИОН Ф2 зачастую вообще делаются пассивными и не смещают напряжение сами по себе – в этом случае нужно позаботиться только об отсутствии значительных смещений, создаваемых протекающими через них токами. АЦП является важнейшей частью измерительной системы, однако его начальное смещение по постоянному току и погрешность коэффициента усиления K_U внутреннего усилителя, а также их дрейф сводятся к минимуму калибровкой на земле и периодической автокалибровкой в полёте. Для АЦП ADS1282 типичное начальное смещение будет около 50 мкВ или 10 ppm (part per million, миллионных долей) для полной шкалы входного сигнала $0 \dots +5$ В, после калибровки уменьшается до 1 мкВ ($0,2$ ppm), а его температурный дрейф равен $0,02$ мкВ / °С ($0,004$ ppm / °С). Типичная начальная погрешность коэффициента усиления составляет -1 %, температурный дрейф – около 2 ppm / °С при $K_U = 1$, но после калибровки суммарная погрешность усиления уменьшается примерно до 2 ppm [2].

Элементом измерительной системы, который во многом определяет реально достижимую точность измерений, является источник опорного напряжения. ИОН может быть откалиброван на земле с желаемой точностью, но в полёте его температурный дрейф нельзя устранить автокалибровкой, как в случае с АЦП, поскольку для этого всегда требуется ещё один ИОН – образцовый.

Целью работы является экспериментальная оценка влияния температурного дрейфа прецизионного ИОН ISL21090B-50 в рабочем диапазоне температур КА на теоретически достижимое разрешение измерительной системы для пер-

спективных научных приборов, а также экспериментальная проверка точности современных интегральных термодатчиков 5306НТ025 для их применения в роли внутренних телеметрических датчиков в бортовой аппаратуре.

1. Эксперимент с ИОН

Исследование проводилось на макете блока электроники (без датчиков), функциональная схема которого соответствует изображённой на рисунке 1. Внешний вид платы макета представлен на рисунке 2.

Микросхема ISL21090B-50 – прецизионный ИОН на основе ширины запрещённой зоны, или так называемый бандгап [5] – расположена в центре платы. Выходное напряжение – 5 В, начальная точность $\pm 0,025\%$, температурный коэффициент напряжения (ТКН) не более $7 \text{ ppm}/^\circ\text{C}$, рабочая

температура от -40 до $+125\text{ }^\circ\text{C}$. Этот опорный источник близок по параметрам к лучшим отечественным ИОН специального назначения, таким как 1380ЕС065, и рассматривался нами как их более доступный функциональный аналог, подходящий для макетирования и создания технологических образцов приборов.

Схема эксперимента показана на рисунке 3. Для нагрева плата с ИОН обдувалась термофеном с регулировкой температуры – меняя температуру и располагая фен ближе к плате или дальше от неё, можно добиться нужной температуры ИОН. Для охлаждения использовался аэрозольный охладитель со сжиженным газом. Плата обдувалась с нижней стороны для более равномерного и плавного воздействия на микросхему. Сама микросхема была при этом сверху закрыта толстым слоем поролона в качестве теплового барьера для увеличения тепловой инерции.

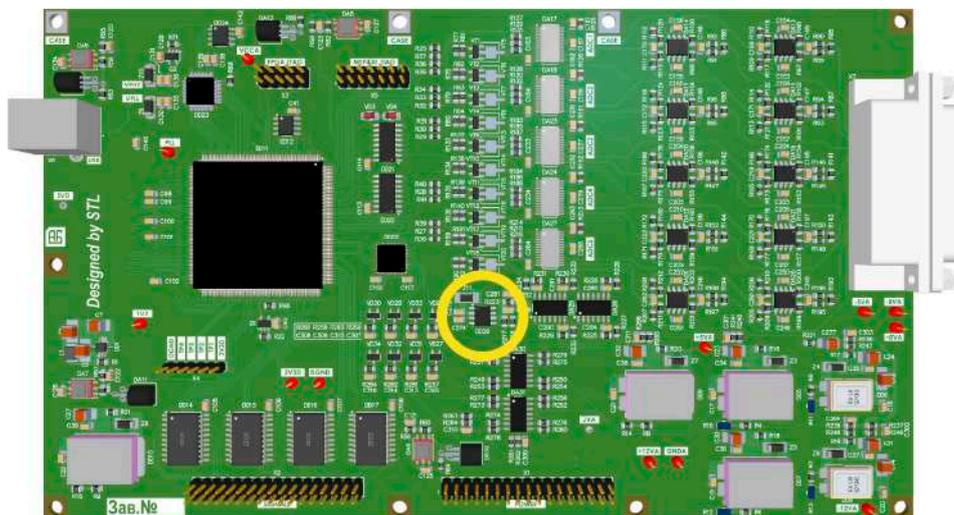


Рисунок 2. Внешний вид макетной платы, ИОН в центре

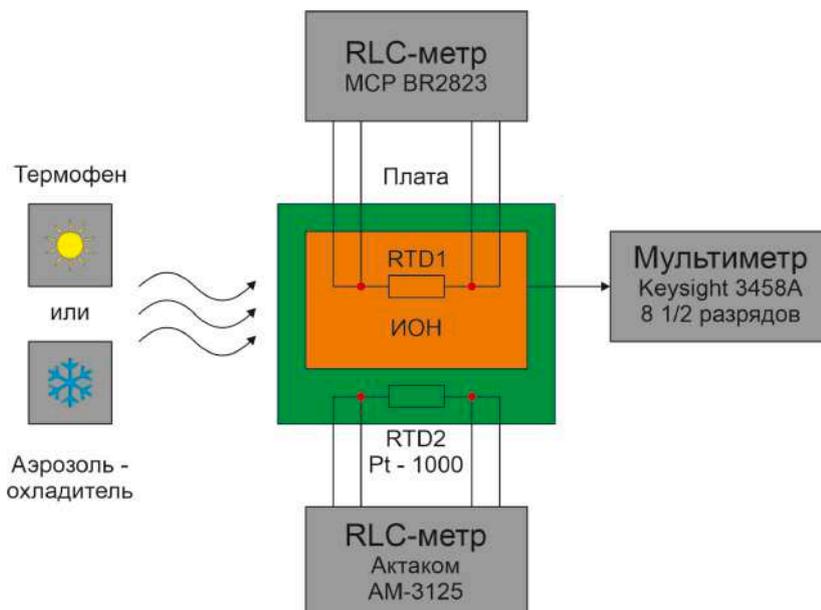


Рисунок 3. Схема измерения дрейфа ИОН

Контроль температуры осуществлялся с помощью двух платиновых терморезисторов (RTD) сопротивлением по 1 кОм (Pt-1000): один приклеен к корпусу микросхемы, а второй – к печатной плате в непосредственной близости от микросхемы (рисунок 4). Сопротивление RTD терморезисторов контролировалось двумя RLC-метрами, и в дальнейшем их показания усреднялись. Отслеживаемые изменения напряжения ИОН были крайне малы (максимальное отклонение от начального значения менее 3 мВ за весь эксперимент), поэтому измерение осуществлялось прецизионным мультиметром Keysight 3458A, 8,5 разрядов (рисунок 5).

Эксперимент проходил в три этапа: нагревание феном от комнатной температуры до 92,6 °С, естественное остывание до комнат-

ной температуры и последующее охлаждение аэрозолем до $-30,5$ °С с дальнейшим естественным нагревом снова до комнатной температуры. Соответствующий этим изменениям температуры дрейф напряжения ИОН показан на рисунке 6.

Первое, что бросается в глаза, – гистерезис напряжения, который никак не нормируется производителем и вообще не упоминается в спецификации. Тепловым гистерезисом называют изменение напряжения ИОН в сравнении с начальным значением после прохождения микросхемой цикла нагрева и охлаждения с возвратом к исходной температуре. Причина этого явления – механические напряжения, возникающие в кристалле ИОН с изменениями температуры из-за неодинаковых коэффициентов теплового расширения кристал-

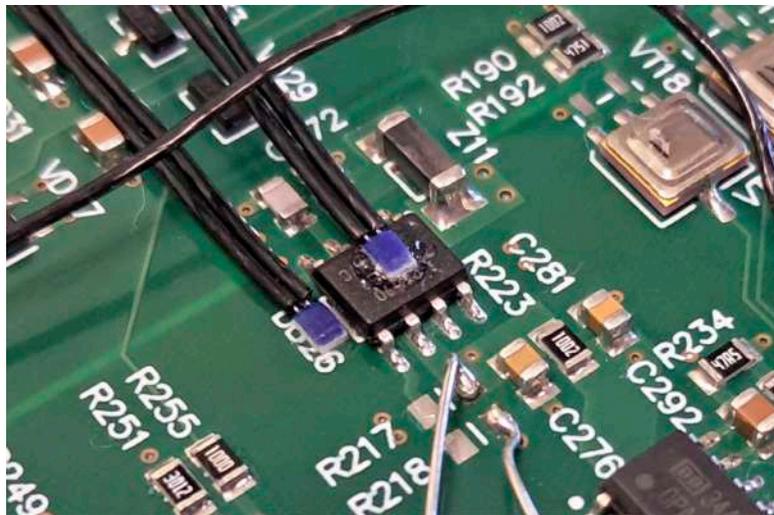


Рисунок 4. Контроль температуры ИОН с помощью миниатюрных RTD

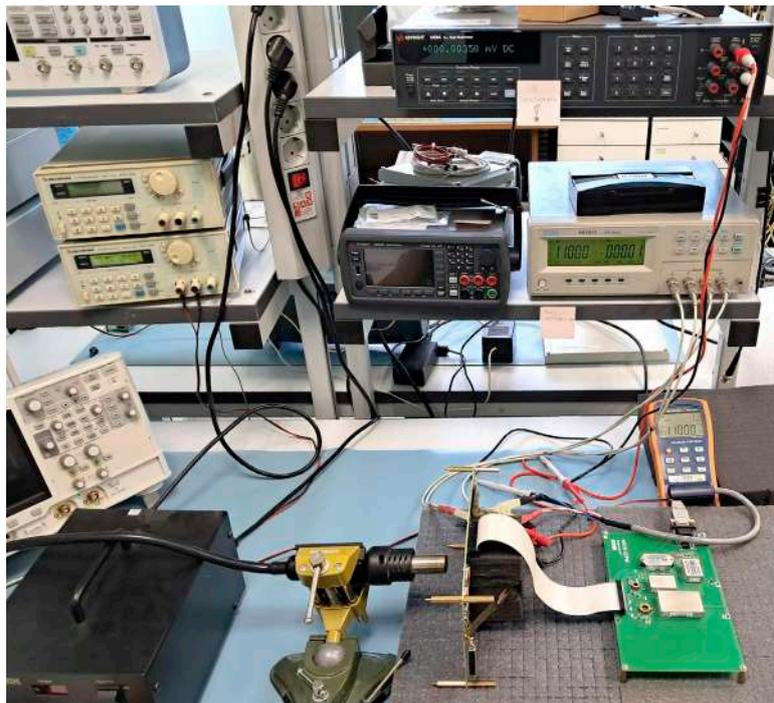


Рисунок 5. Общий вид эксперимента в лаборатории

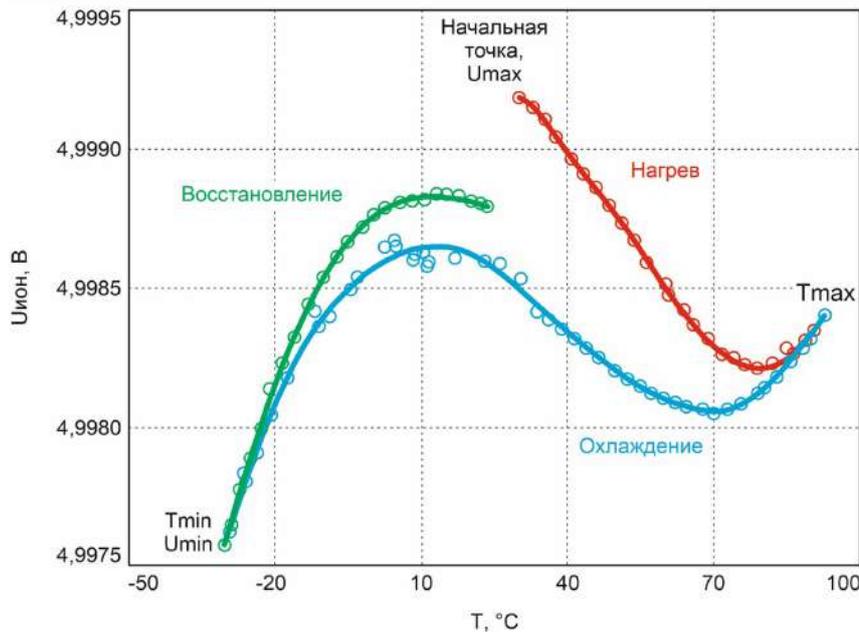


Рисунок 6. Температурный дрейф ИОН ISL21090B-50

ла, корпуса микросхемы и материала печатной платы, и сохраняющиеся после возврата температуры к начальному значению [6; 7]. Приведённые в спецификации [3] кривые $U_{\text{ИОН}}(T)$, очевидно, сняты при прогоне температуры лишь в одном направлении – это создаёт иллюзию того, что гистерезис отсутствует или, по крайней мере, настолько мал, что им можно пренебречь.

Определим «интегральный» температурный коэффициент напряжения (1) методом «коробка» или «box method» [5] – именно так определяет его производитель. Также построим зависимость дифференциального коэффициента напряжения (2) от температуры (рисунок 7).

$$\alpha_{\text{инт}} = \frac{U_{\text{max}} - U_{\text{min}}}{T_{\text{max}} - T_{\text{min}}} \cdot \frac{10^6}{5\text{ В}} = 2,6 \text{ ppm}/^\circ\text{C}. \quad (1)$$

$$\alpha_{\text{диф}} = \frac{dU(T)}{dT} \cdot \frac{10^6}{5\text{ В}}. \quad (2)$$

Полученное значение $\alpha_{\text{инт}} = 2,6 \text{ ppm}/^\circ\text{C}$ меньше гарантируемого спецификацией значения – не более $7 \text{ ppm}/^\circ\text{C}$, хотя такое сравнение не совсем корректно, так как производитель определяет $\alpha_{\text{инт}}$ по предельным значениям $U_{\text{ИОН}}$ во всём рабочем диапазоне температур, от -40 до $+125$ °C. Отметим, что локальная величина дифференциального температурного коэффициента при этом может быть гораздо больше: например, на участках охлаждения и восстановления в точке $-30,5$ °C он достигает $10,5$ и $12 \text{ ppm}/^\circ\text{C}$ соответственно (рисунок 7). Это лишний раз подтверждает, что для применения конкретного ИОН в разработках важно не просто учитывать его параметры из спецификации, но и уточнять, как именно производитель определяет тот или иной параметр.

Изобразим относительные изменения напряжения ИОН, нормированные к начальной точке, предполагая, что в ней проведена наземная калибровка измерительной системы (3), а также определим значение теплового гистерезиса между начальной точкой и точкой А (4), рисунок 8.

$$\delta U_{\text{ИОН}} = \frac{U_{\text{ИОН}} - U_{\text{нач}}}{U_{\text{нач}}} \cdot 10^6 \text{ (ppm)}. \quad (3)$$

$$\text{HYST} = \frac{\Delta U_{\text{ИОН}}}{5\text{ В}} \cdot 10^6 = -138 \text{ ppm}. \quad (4)$$

Тепловой гистерезис в сочетании с температурным дрейфом приводит к тому, что в рабочем диапазоне температур внутри блока от -20 до примерно 70 °C (например, если рядом с ИОН расположены элементы с большим тепловыделением) уход опорного напряжения от калиброванного значения может превысить 200 ppm (точки Б и В). Но даже если температура вновь возвращается к исходному значению, при котором проводилась наземная калибровка (в данном случае это 30 °C), остаточное смещение опорного напряжения вследствие гистерезиса вполне может превысить сотню ppm. Много это или мало? Ответ зависит от желаемой точности измерительной системы. В таблице 1 показано, какой должна быть суммарная погрешность измерительной системы от всех воздействующих факторов (не более половины младшего значащего разряда (5)) для достижения заданного разрешения и соответствующий этому максимальный теоретически допустимый $\alpha_{\text{инт}}$ ИОН, определённый «коробочным» методом, – в первом случае температура ИОН в полёте меняется в диапазоне от -20 до $+70$ °C, а во втором пред-

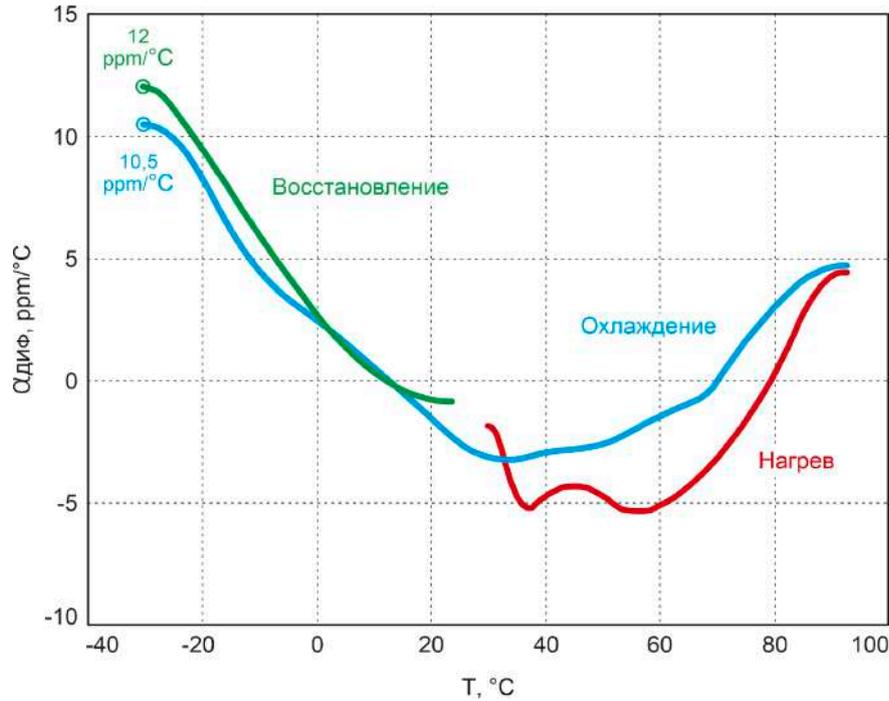


Рисунок 7. Дифференциальный температурный коэффициент

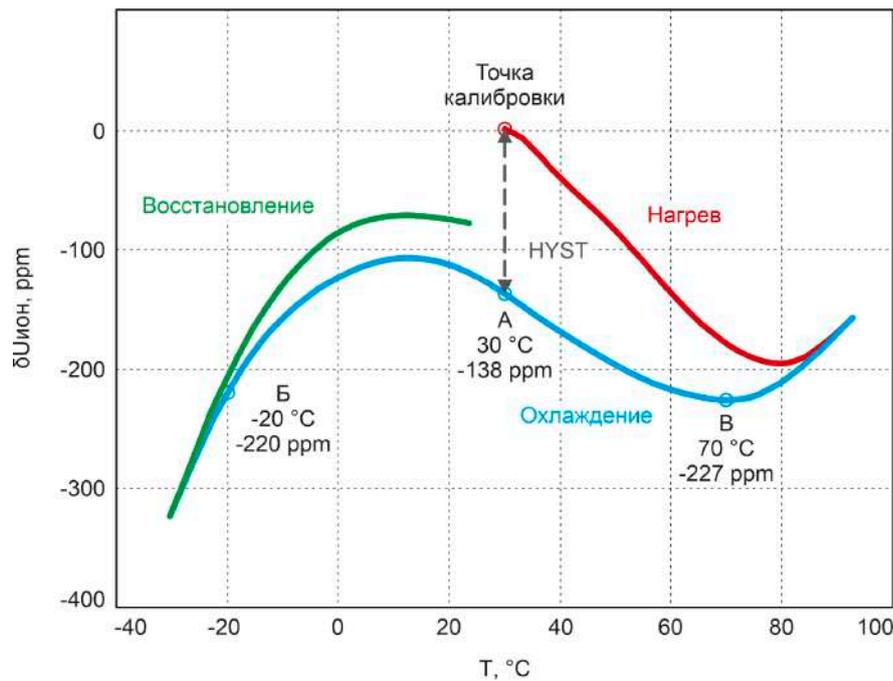


Рисунок 8. Температурный дрейф ИОН, нормированный к начальной точке, и определение теплового гистерезиса в точке А

полагается, что обеспечено термостатирование, и изменение температуры не превышает ± 1 °C от значения T_{CAL} , при котором ИОН прошёл калибровку на земле. Здесь и далее предполагаем, что основной вклад в погрешность измерений вносит именно ИОН.

$$\delta_{MAX} = 0,5 \cdot \frac{10^6}{2^n} (\text{ppm}), \quad (5)$$

где n – необходимое разрешение, бит.

Как видим, реальное разрешение нашей измерительной системы – около 11 бит при условии, что температура ИОН во время эксплуатации на КА может меняться в диапазоне от -20 до $+70$ °C. Необходимый для такого разрешения $\alpha_{ИОН}$ – не более $2,7$ ppm/°C – согласуется с рассчитанным значением $2,6$ ppm/°C для нашей микросхемы (1). Если же ориентироваться на предельное значение из спецификации – 7 ppm/°C, то реальное разрешение измерительного прибора

на основе ISL21090B-50 может оказаться даже ниже 10 бит, и это без учёта других источников ошибок.

Как повысить разрешение системы? Первый и самый очевидный способ – выбрать ИОН с ещё меньшим $\alpha_{\text{ИОН}}$, однако выбор будет не очень широк: большинство современных прецизионных ИОН имеют гарантированный ТКН в лучшем случае не более 2...3 ppm/°C, и его типичные значения 0,5...1 ppm/°C, что ненамного лучше рассматриваемого ISL21090B-50 [8]. Исключением являются лишь немногие ИОН на основе стабилитронов со скрытой структурой, другой вариант перевода – стабилитроны с захороненным слоем (buried zener): типичное значение температурного коэффициента LTZ1000 – около 0,05 ppm/°C, что соответствует разрешению 16–17 бит [9]. Дальнейшее повышение разрешения возможно путём термостатирования ИОН: установленный в макете ISL21090B-50, температура которого стабилизирована на уровне ± 1 °C относительно значения T_{CAL} при калибровке, теоретически даст разрешение до 16 бит, а LTZ1000 в тех же внешних условиях – до 22 бит. Стоит отметить, что LTZ1000, являющийся основой для многих прецизионных измерительных устройств, включая используемый в нашем эксперименте 8 ½ – разрядный мультиметр Keysight 3458A, уже содержит внутренние средства стабилизации температуры кристалла – нагреватель и датчик температуры, но это не отменяет требований к стабильности внешней температуры, если необходимо разрешение выше 16 бит.

Выбор ИОН с малым ТКН и стабилизация его температуры значительно снижают и тепловой гистерезис, который может возникнуть при смене температуры ТСП в полёте, но ничто не мешает

появлению гистерезиса, когда термостабилизация выключена. Поэтому в самых точных системах температура ИОН должна оставаться неизменной всё время с момента наземной калибровки: прибор должен иметь автономный внутренний источник питания с аккумулятором либо надёжное внешнее энергоснабжение, например от РИТЭГ, по крайней мере, до момента включения целевой аппаратуры КА в полёте.

Общие меры борьбы с тепловым гистерезисом начинаются с разработки такой печатной платы (ПП), на которой механические напряжения, действующие на ИОН, сведены к минимуму. Для этого ИОН следует располагать по возможности в углах или хотя бы рядом с краем ПП. Как видно на рисунке 2, ИОН в нашем макете оказался в самом центре платы, т.е. в наихудшем месте из возможных: даже при небольшом изгибе платы заметны изменения опорного напряжения порядка нескольких десятков микровольт. Альтернативой или дополнительной мерой может быть «отделение» посадочного места микросхемы ИОН от остальной платы с помощью вырезов в материале ПП [6; 10]. Наибольшее изменение опорного напряжения вследствие теплового гистерезиса обычно наблюдается в первые несколько циклов нагрева и охлаждения [6], поэтому может быть полезным провести многократное термоциклирование платы или собранного изделия перед калибровкой для снижения механических напряжений, возникших в кристалле ИОН при монтаже микросхемы.

Кривая зависимости опорного напряжения микросхемы ISL21090B-50 от температуры (рисунки 6 и 8) имеет характерную для ряда бандгапов и стабилитронов с захороненным слоем S-образную форму [5] с «линейным» участком посередине, примерно от 20 до 60 °C, на котором

Таблица 1

Максимально допустимая погрешность измерительной системы для заданного разрешения и соответствующие требования к ИОН

n, бит	δ_{MAX} , ppm	$\alpha_{\text{ИОН}}$, ppm/°C, не более	
		$T_{\text{ИОН}} = -20...+70$ °C	$T_{\text{ИОН}} = T_{\text{CAL}} \pm 1$ °C
8	1953	21,7	976,6
10	488	5,4	244,1
11	244	2,7	122,1
12	122	1,4	61,0
14	30,5	0,34	15,3
16	7,6	0,085	3,8
18	1,9	0,021	1,0
20	0,48	0,0053	0,24
22	0,12	0,0013	0,060
24	0,030	0,00033	0,015
32	0,00012	0,0000013	0,000058

напряжение меняется с ТКН около 2...5 ppm/°C. Представляет интерес возможность частичной математической компенсации дрейфа ИОН на этом участке. Предположим, что тепловой гистерезис сведён к минимуму, а температура ИОН ограничена диапазоном 20...60 °C с помощью внешней термостабилизации, причём измерительная система откалибрована в середине этого диапазона при $T_{CAL} = 40$ °C (3). Для иллюстрации принципа компенсации примем, что зависимости опорного напряжения от температуры соответствует синяя кривая (рисунки 6 и 8), тогда, зная локальное значение ТКН (2) нашего экземпляра ИОН в точке калибровки $\alpha_{ДИФ}(T_{CAL})$, введём компенсирующую функцию (6) и прибавим её к исходной зависимости (7). Здесь $T_{ИОН}$ – фактическая температура ИОН, а $T_{ДАТ}$ – значение, измеренное температурным датчиком с некоторой погрешностью.

$$СОМР(T_{ДАТ}) = -\alpha_{ДИФ}(T_{CAL}) \cdot (T_{ДАТ} - T_{CAL}). \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \delta U_{ИОН.КОМП}(T_{ИОН}, T_{ДАТ}) = \\ = \delta U_{ИОН}(T_{ИОН}) + СОМР(T_{ДАТ}) \end{aligned} \quad (7)$$

На рисунке 9 изображены: часть исходной кривой $\delta U_{ИОН}$, компенсирующая функция СОМР и напряжение ИОН после компенсации дрейфа $\delta U_{ИОН.КОМП}$ для «идеального» случая, когда температура ИОН измерена со стопроцентной точностью, и $T_{ДАТ} = T_{ИОН}$. На практике точность такой компенсации будет напрямую зависеть от точности измерения $T_{ИОН}$ термодатчиками – им посвящена вторая часть статьи.

2. Эксперимент с термодатчиками

При разработке макета помимо элементов собственно измерительной системы в него также были заложены микросхемы 5306НТ025 производства АО «Дизайн Центр «Союз» – одни из немногих отечественных интегральных радиационно-стойких термодатчиков – для оценки возможности их применения в перспективной бортовой аппаратуре, прежде всего в качестве внутренних телеметрических датчиков для контроля температуры печатных узлов вблизи критических элементов.

Микросхема 5306НТ025 представляет собой законченное устройство, состоит из термоэлемента, схемы обработки сигнала и средств калибровки. Выходной сигнал – напряжение в диапазоне от 0,2 до 4,8 В – соответствует изменениям температуры от –60 до +125 °C [11]. Температурный коэффициент напряжения равен 22,5 мВ/°C. Выходное напряжение пересчитывается в температуру по формуле (8). Типичная погрешность преобразования – не хуже ± 2 °C, датчики этого типа уступают по точности термометрам сопротивления, но выигрывают в простоте применения. Расположение датчиков на макете показано на рисунке 10 – они находятся довольно далеко от микросхемы ISL21090B-50, так как на этапе разработки макета возможность их применения для компенсации температурного дрейфа ИОН не рассматривалась.

$$T_{ДАТ} = \frac{U_{ВЫХ}(\text{ВОЛЬТ}) - 1,675}{0,0225} (\text{°C}). \quad (8)$$

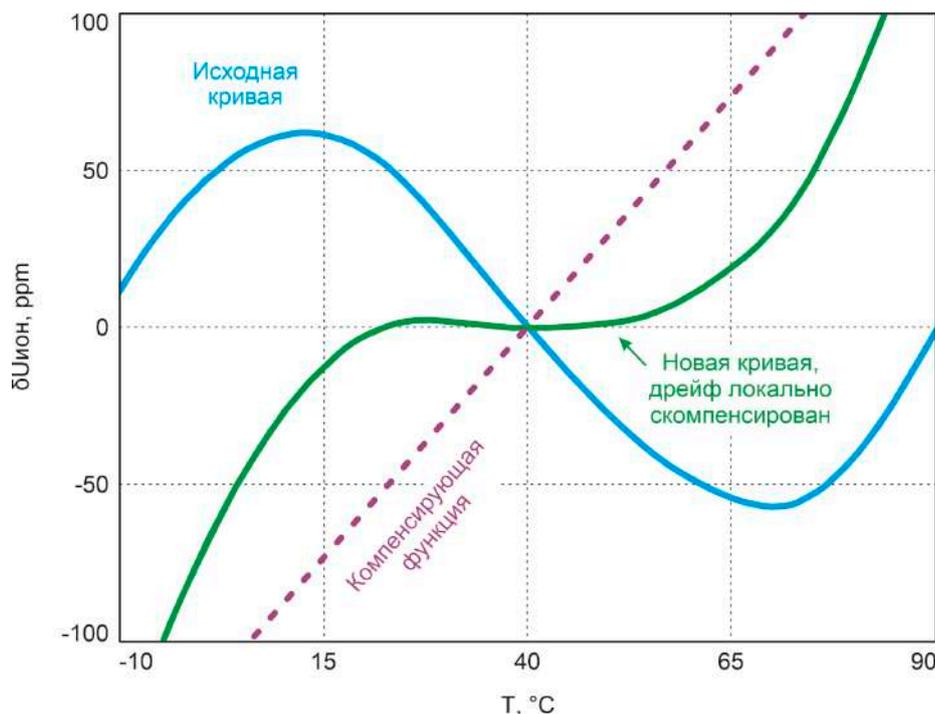


Рисунок 9. Принцип компенсации дрейфа ИОН

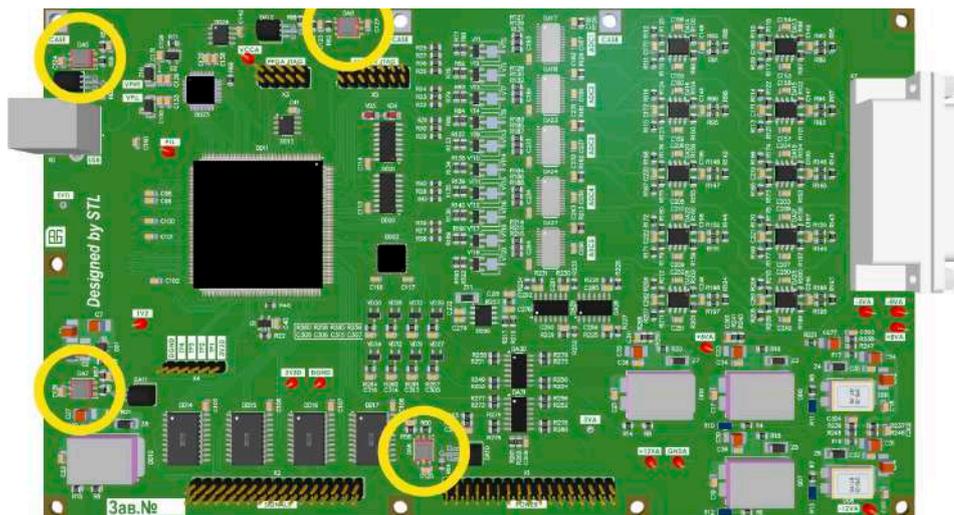


Рисунок 10. Расположение интегральных термодатчиков на макете

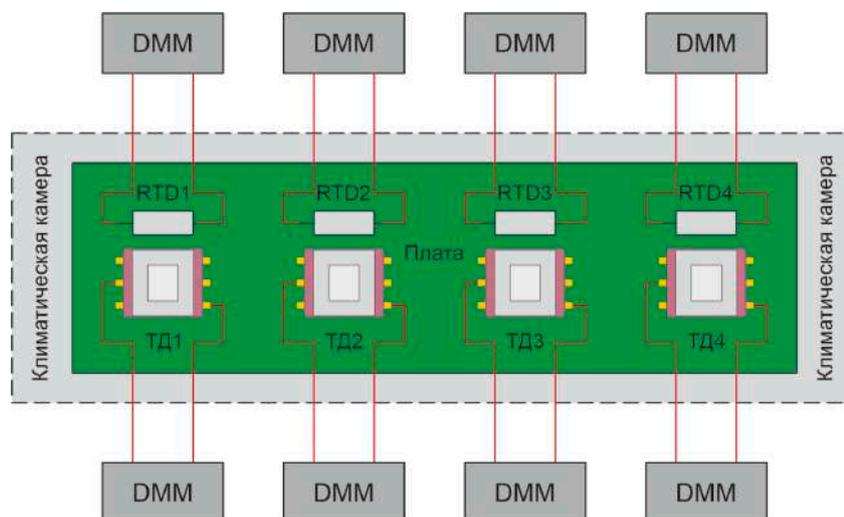


Рисунок 11. Схема эксперимента с термодатчиками

В эксперименте показания термодатчиков сравнивались с показаниями контрольных RTD-элементов Pt-1000, приклеенных к плате максимально близко к каждой из четырёх микросхем. Для выявления погрешностей 5306НТ025 на уровне ± 2 °C и менее температуры микросхемы и контрольного RTD-элемента в каждый момент времени должны быть как можно ближе друг к другу, а изменение температуры должно происходить как можно медленнее – нагрев с помощью термофена и охлаждение аэрозолем в данном случае не годятся, поэтому эксперимент проводился в климатической камере в течение девяти часов при росте температуры от -35 до $+75$ °C со средней скоростью $0,2$ °C в минуту. Схема эксперимента показана на рисунке 11, DMM – цифровые мультиметры.

На рисунке 12 показаны экспериментально определённые характеристики преобразования четырёх датчиков 5306НТ025, а на рисунке 13 – отклонение ΔT их показаний от температур контрольных RTD-элементов.

Все микросхемы 5306НТ025, установленные в нашем макете, – опытные образцы, не прошедшие контроль качества при крайних температурах, на которые не распространяются гарантии производителя. Тем не менее погрешности микросхем 1 и 2 не превышают предельных значений во всём рассмотренном диапазоне температур. Отклонения для микросхемы 3 тоже укладываются в допустимый диапазон за исключением участка в районе 0 °C. Погрешность образца 4 выходит за рамки допустимой ниже 18 °C и быстро растёт в области отрицательных температур – в точке $-33,9$ °C она достигает $9,8$ °C. Производитель калибрует микросхемы в нескольких точках, поэтому зависимость погрешности такого датчика от температуры – не монотонная.

Интегральные датчики температуры 5306НТ025 имеют приемлемую точность для использования их в качестве телеметрических, причём другие микросхемы той же серии – 5306НТ015В/С [12] и 5306НТ015Е/К/Н [13] – име-

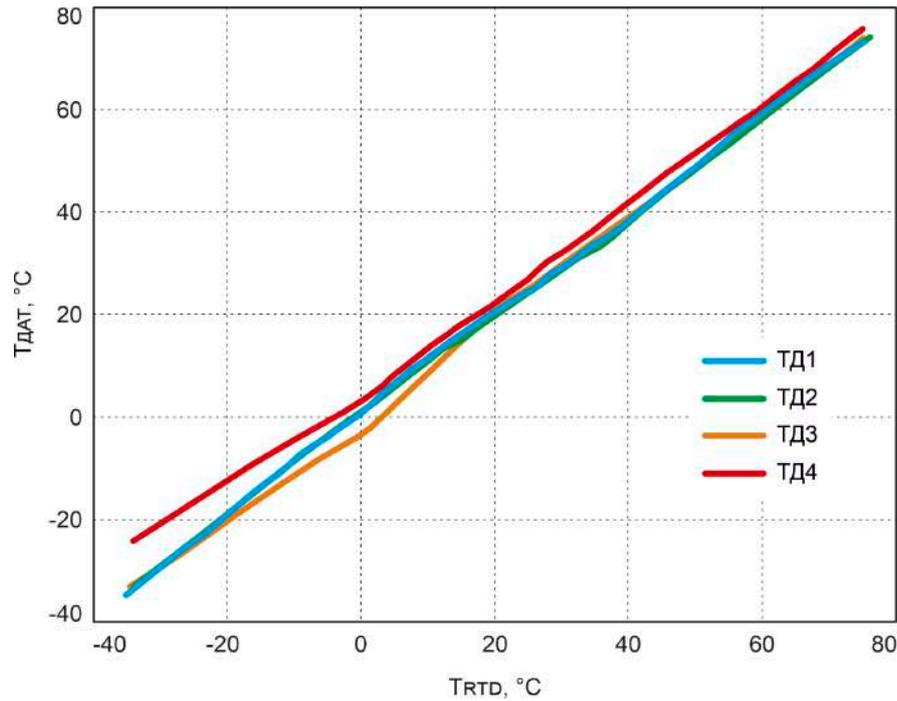


Рисунок 12. Характеристики преобразования четырёх термодатчиков

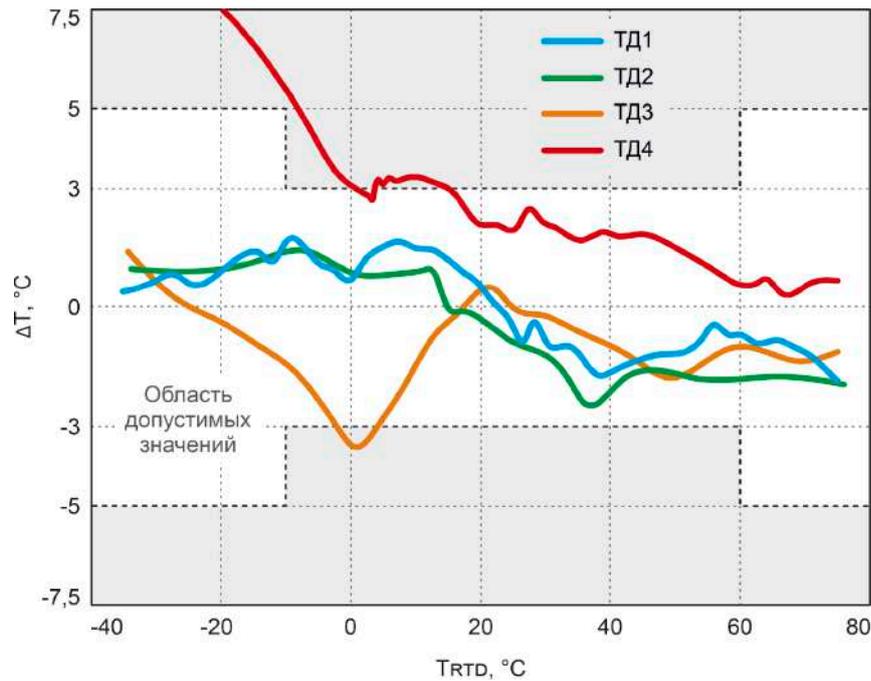


Рисунок 13. Зависимость погрешности измерения от температуры

ют интерфейсы I-Wire и SPI соответственно, что позволяет подключать их напрямую к процессору или ПЛИС без АЦП.

Можно ли использовать такие датчики температуры для компенсации теплового дрейфа ИОН? В соответствии с ранее изложенным принципом (6), (7) построим зависимости $\delta U_{\text{ИОН.комп}}(T_{\text{ИОН}}, T_{\text{ДАТ}})$, если бы в качестве датчиков температуры использовались микросхемы ТД1 – ТД4, тоже откалиброванные в точке $T_{\text{CAL}} = 40 \text{ }^\circ\text{C}$, рисунок 14 (чёрная кривая – «идеальный» случай, когда по-

грешность измерения температуры ИОН равна нулю, и $T_{\text{ДАТ}} = T_{\text{ИОН}}$).

С учётом компенсации дрейфа в диапазоне от 20 до 55 °C $\delta U_{\text{ИОН}}$ не превышает 7 ppm, что соответствует теоретическому разрешению 16 бит (таблица 1). В измерительной системе с невысоким разрешением, но линейной зависимостью $U_{\text{ИОН}}(T)$ в рабочем диапазоне температур наличие такого телеметрического датчика рядом с ИОН даёт возможность почти без дополнительных усилий повысить точность, внося поправку в из-

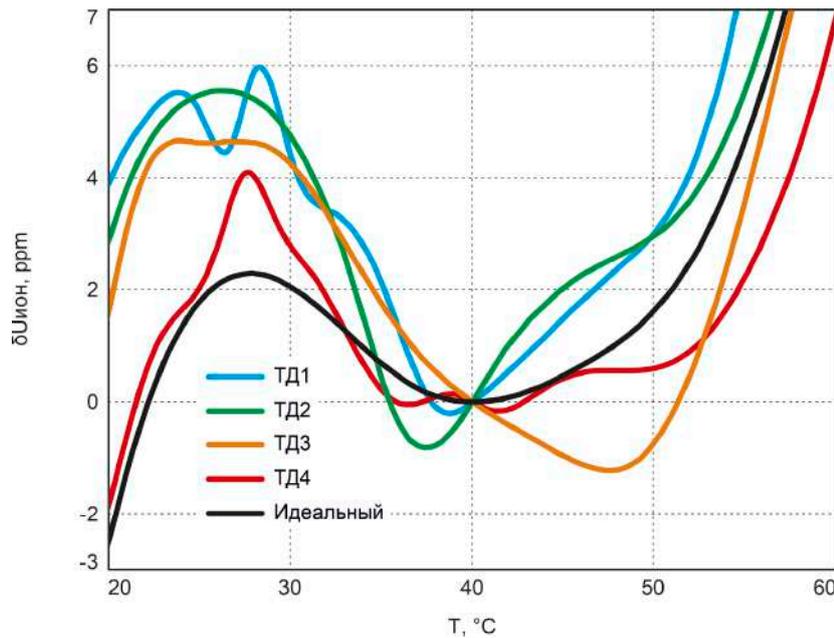


Рисунок 14. Дрейф напряжения ИОН после термокомпенсации

мерения с учётом известной температуры опорного источника. Если же от системы изначально требуется высокое разрешение, то следует сфокусироваться на выборе прецизионного ИОН и стабилизации его температуры в как можно более узком диапазоне, но для этого лучше использовать термодатчики с заведомо меньшей погрешностью, чем у серии 5306.

Заключение

Разрешающая способность измерительной системы зависит не только от датчиков, но и от остальных её элементов: аналоговых каскадов, ИОН, АЦП. Одними из основных параметров, определяющих реальную точность измерений, являются температурный дрейф и тепловой гистерезис опорного напряжения, которые могут быть сведены к минимуму выбором прецизионного ИОН и его термостатиро-

ванием. Разрешение систем на основе опорных источников с линейной зависимостью напряжения от температуры можно повысить, внося поправку в измерения с учётом фактической температуры ИОН. Принципы выбора и особенности применения опорных источников, проиллюстрированные на примере ISL21090B-50, могут быть использованы при разработке прецизионных измерительных систем бортовой аппаратуры на основе современных отечественных радиационно-стойких ИОН, как серийно выпускаемых (серия 1380, НЗПП Восток), так и перспективных (серия 1393, Дизайн Центр «Союз»).

Температура печатной платы рядом с критичными элементами внутри прибора на КА может быть определена с помощью простых в применении интегральных термодатчиков серии 5306HTxx, обеспечивающих приемлемую для внутренней телеметрии точность.

Список литературы

- [1] Ровняков О.И., Чугунин Д.В., Ануфрейчик К.В. Конструктивные и схемотехнические решения на основе слабочной электроники для измерений характеристик космической плазмы // Космические аппараты и технологии. 2025. Т. 9. № 1. С. 48–62. doi: 10.26732/j.st.2025.1.05.
- [2] ADS1282 Аналого-цифровой преобразователь высокого разрешения [Электронный ресурс]. URL: <https://www.ti.com/lit/gpn/ads1282> (дата обращения: 27.10.2025).
- [3] ISL21090 Ультра-малозумящий прецизионный источник опорного напряжения [Электронный ресурс]. URL: <https://www.renesas.com/en/document/dst/isl21090-datasheet?r=533226> (дата обращения: 27.10.2025).
- [4] Leon E., Barthel R., Alani T. Усилители с нулевым дрейфом: особенности и преимущества (краткое руководство по применению) [Электронный ресурс]. URL: <https://www.ti.com/lit/ab/sboa182c/sboa182c.pdf> (дата обращения: 28.10.2025).
- [5] Применение источников опорного напряжения (руководство по применению № 177) [Электронный ресурс]. URL: <https://www.renesas.com/en/document/apn/an177-voltage-reference-application-and-design-note> (дата обращения: 27.10.2025).

- [6] Как измерить тепловой гистерезис источника опорного напряжения MAX6079, рекомендации к печатной плате (руководство по применению № 6651) [Электронный ресурс]. URL: <https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/design-notes/how-to-measure-the-max6079-voltage-reference-thermal-hysteresis-considerations-for-pcb-layout.pdf> (дата обращения: 27.10.2025).
- [7] Wright J. Не дайте себя обмануть насчёт долговременного дрейфа и гистерезиса источника опорного напряжения (руководство по разработке № 229) [Электронный ресурс]. URL: <https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/design-notes/dn229f.pdf> (дата обращения: 27.10.2025).
- [8] Хоровиц П., Хилл У. Искусство схемотехники: учебное пособие / пер. с англ. 3-е изд. Нью-Йорк: Издательство Кембриджского университета, 2016, 1254 с.
- [9] LTZ1000/LTZ1000A Ультра-прецизионный опорный источник // Linear Technology. Справочник по линейным схемам. 1990. Милпитас, Калифорния, США: Корпорация Linear Technology, 1989.
- [10] Lee M. Понимание и применение источников опорного напряжения (руководство по применению № 82) [Электронный ресурс]. URL: <https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/app-notes/an82f.pdf> (дата обращения: 28.10.2025).
- [11] Интегральный аналоговый датчик температуры 5306HT025 [Электронный ресурс]. URL: https://dcsoyuz.ru/files/temperature/5306HT025/specifikacija_5306nt025_ver1.0.pdf (дата обращения: 27.10.2025).
- [12] Интегральный цифровой датчик температуры с 1-Wire интерфейсом управления 5306HT015B / 5306HT015C [Электронный ресурс]. URL: [https://dcsoyuz.ru/files/temperature/5306HT015BC/specifikacija_5306nt015\(B_C\)_ver3.1.pdf](https://dcsoyuz.ru/files/temperature/5306HT015BC/specifikacija_5306nt015(B_C)_ver3.1.pdf) (дата обращения: 28.10.2025).
- [13] Интегральный цифровой датчик температуры с SPI интерфейсом управления 5306HT015E / 5306HT015K / 5306HT015H [Электронный ресурс]. URL: [https://dcsoyuz.ru/files/temperature/5306HT015ENK/specifikacija_5306nt015\(e_k_n\)_ver3.1.pdf](https://dcsoyuz.ru/files/temperature/5306HT015ENK/specifikacija_5306nt015(e_k_n)_ver3.1.pdf) (дата обращения: 28.10.2025).

EXPERIMENTAL RESEARCH ON THE CHARACTERISTICS OF PRECISION MEASUREMENT SYSTEM ELEMENTS FOR SPACECRAFT SCIENTIFIC PAYLOAD

O. I. Rovnyakov, K. A. Dyuzhev, K. V. Anufreichik

*Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences
Moscow, Russian Federation*

The primary function of a spacecraft scientific payload is to perform measurements. The voltage reference is a key component of a measurement system, determining its accuracy. During normal system operation, the reference voltage is subject to temperature-induced variations which, unlike initial error, cannot be eliminated by on-ground calibration. The performance of the ISL21090B-50 voltage reference was experimentally evaluated within the typical operating temperature range for space equipment. Its integral and differential temperature coefficients and thermal hysteresis were determined. Conclusions were drawn regarding the theoretically achievable resolution of a precision measurement system based on this integrated circuit, and methods for its improvement are described. The theoretical possibility of improving measurement system resolution is demonstrated for voltage references with a linear voltage-temperature relationship, using mathematical compensation based on the actual temperature of the reference element. The performance of radiation-hard 5306HT025 integrated temperature sensors was experimentally evaluated in a climate chamber for use as internal telemetry sensors in future space projects, and their error vs. temperature curves were obtained. An example of thermal drift compensation for the ISL21090B-50 reference is presented, utilizing the data acquired from the temperature sensors.

Keywords: voltage reference, ADC, thermal hysteresis, temperature sensor, bandgap, spacecraft scientific payload.

Submitted: 11.11.2025. Accepted: 28.11.2025.

References

- [1] Rovnyakov O. I., Chugunin D. V., Anufreichik K. V. Low-current electronics schematic and design solutions for space plasma characteristics measurement // *Spacecrafts & Technologies*, 2025, vol. 9, no. 1, pp. 48–62. doi: 10.26732/jst.2025.1.05.
- [2] ADS1282 High-Resolution Analog-To-Digital Converter. Available at: <https://www.ti.com/lit/gpn/ads1282> (accessed 27.10.2025).
- [3] ISL21090 Ultra Low Noise, Precision Voltage Reference. Available at: <https://www.renesas.com/en/document/dst/isl21090-datasheet?r=533226> (accessed 27.10.2025).
- [4] Leon E., Barthel R., Alani T. Zero-Drift Amplifiers: Features and Benefits (Application Brief). Available at: <https://www.ti.com/lit/ab/sboa182c/sboa182c.pdf> (accessed 28.10.2025).
- [5] Voltage Reference Application and Design Note – Application Note 177. Available at: <https://www.renesas.com/en/document/apn/an177-voltage-reference-application-and-design-note> (accessed 27.10.2025).
- [6] How to measure the MAX6079 voltage reference thermal hysteresis, considerations for PCB layout – Application Note 6651. Available at: <https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/design-notes/how-to-measure-the-max6079-voltage-reference-thermal-hysteresis-considerations-for-pcb-layout.pdf> (accessed 27.10.2025).
- [7] Wright J. Don't Be Fooled by Voltage Reference Long-Term Drift and Hysteresis – Design Note 229. Available at: <https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/design-notes/dn229f.pdf> (accessed 27.10.2025).
- [8] Horowitz P., Hill W. *The Art of Electronics*. 3rd ed. New York: Cambridge University Press, 2016.
- [9] LTZ1000/LTZ1000A Ultra Precision Reference // *Linear Technology, 1990 Linear Databook*. Milpitas, CA: Linear Technology Corporation, 1989.
- [10] Lee M. Understanding and Applying Voltage References – Application Note 82. Available at: <https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/app-notes/an82f.pdf> (accessed: 28.10.2025).
- [11] *Integral'nyj analogovyj datchik temperatury 5306NT025* [Integrated Analog Temperature Sensor 5306NT025]. Available at: https://dcsouyz.ru/files/temperature/5306HT025/specifikacija_5306nt025_ver1.0.pdf (accessed: 27.10.2025). (In Russian)
- [12] *Integral'nyj tsifrovoy datchik temperatury s 1-Wire interfejsom upravleniya 5306NT015V / 5306NT015S* [Integrated Digital Temperature Sensor with 1-Wire Control Interface 5306NT015V / 5306NT015S]. Available at: [https://dcsouyz.ru/files/temperature/5306HT015BC/specifikacija_5306nt015\(B_C\)_ver3.1.pdf](https://dcsouyz.ru/files/temperature/5306HT015BC/specifikacija_5306nt015(B_C)_ver3.1.pdf) (accessed: 28.10.2025). (In Russian)
- [13] *Integral'nyj tsifrovoy datchik temperatury s SPI interfejsom upravleniya 5306NT015E / 5306NT015K / 5306NT015N* [Integrated Digital Temperature Sensor with SPI Control Interface 5306NT015E / 5306NT015K / 5306NT015N]. Available at: [https://dcsouyz.ru/files/temperature/5306HT015ENK/specifikacija_5306nt015\(e_k_n\)_ver3.1.pdf](https://dcsouyz.ru/files/temperature/5306HT015ENK/specifikacija_5306nt015(e_k_n)_ver3.1.pdf) (accessed: 28.10.2025). (In Russian)

Сведения об авторах

Ровняков Олег Игоревич – ведущий инженер Института космических исследований РАН. Окончил Донецкий национальный технический университет в 2010 году. Область научных интересов: космическое приборостроение, электроника.

Дюжнев Кирилл Андреевич – инженер Института космических исследований РАН. Магистрант Национального исследовательского ядерного университета «МИФИ». Область научных интересов: космическое приборостроение, электроника.

Ануфрейчик Константин Владимирович – начальник лаборатории Института космических исследований РАН. Окончил Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ» в 2002 году. Область научных интересов: космическое приборостроение, встраиваемое программное обеспечение.

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

Редакция принимает в журнал статьи, соответствующие следующим темам:

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

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

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

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

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

Требования к составу и расположению элементов оформления научной статьи:

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

Требования к представляемому тексту, иллюстрациям и пристатейному списку литературы:

- ◀ Объем статьи, включая иллюстрации и список литературы, 10–20 страниц формата А4 (210 × 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 оформления переносов в словах необходимо пользоваться командой «автоматическая расстановка переносов». Для форматирования текста избегать пробелов (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 «Рисунок» в случае одной таблицы/рисунка. Если имеется несколько рисунков или таблиц, используются слова «Таблица» или «Рисунок» 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 и дается в квадратных скобках.

