

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

ВИТАМИННАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ОРАНЖЕРЕЯ КАК ЭЛЕМЕНТ ПЕРСПЕКТИВНОЙ БИОЛОГО-ТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ЭКИПАЖЕЙ <i>Ю. А. Беркович, А. М. Беляк, А. А. Буряк, Ю. И. Смирнов, А. А. Иванова</i>	7
ВЫБОР ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ <i>М. А. Ковалёв, А. В. Кириллов, В. В. Ситников</i>	19
МЕТОДИКА ПРОЕКТНОЙ ОЦЕНКИ ЛИНЕЙНОГО РАЗРЕШЕНИЯ НА МЕСТНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ С УЧЁТОМ НЕОПРЕДЕЛЁННЫХ ФАКТОРОВ ЭКСПЛУАТАЦИИ <i>В. И. Куренков, Е. А. Пупков</i>	33
МЕТОДИКА РАСЧЁТА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМАХ АВТОРОТАЦИИ <i>И. А. Леценко, М. В. Рожкова, А. А. Тармаев, В. В. Донских</i>	48
ВЛИЯНИЕ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ДЕМОНСТРАЦИОННОГО ОБРАЗЦА ЭЛЕМЕНТА КОНСТРУКЦИИ РАКЕТЫ НА ПРОЦЕСС ТЕПЛО- И МАССООБМЕНА <i>В. И. Трушляков, Ю. В. Сурикова, Д. Ю. Давыдович</i>	61
ТЕХНОЛОГИИ ВЫСОКОТОЧНОЙ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПРИВЯЗКИ И ВЫСОКОУРОВНЕВОЙ ОБРАБОТКИ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ИЗОБРАЖЕНИЙ <i>В. А. Ушенкин</i>	74
ЦЕЛЕВОЕ ПЛАНИРОВАНИЕ РАБОТЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С УЧЁТОМ ДИНАМИКИ ИЗМЕНЕНИЯ ПРИОРИТЕТНОСТИ <i>Р. Р. Халилов</i>	87
<hr/> МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ <hr/>	
ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ АКТУАТОРА НА ОСНОВЕ ДИЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ЭЛАСТОМЕРА ДЛЯ СИСТЕМЫ АКТИВНОЙ ВИБРОИЗОЛЯЦИИ <i>А. М. Базиненков, В. С. Щербакова, С. В. Сидорова, А. Д. Купцов, А. А. Фельде</i>	98

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ КРИОГЕННЫХ АККУМУЛЯТОРОВ ЭНЕРГИИ <i>Е. В. Благин, Д. А. Угланов</i>	109
МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТВЁРДОКСИДНОГО ТОПЛИВНОГО ЭЛЕМЕНТА НА ВОДОРОДЕ И ЕЁ ПРОГРАММНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ <i>И. М. Горюнов, А. А. Никитин, А. А. Лоскутников, Н. Е. Иванов</i>	124
МЕТОДИКА РАСЧЁТА КОЭФФИЦИЕНТА ПОЛНОТЫ СГОРАНИЯ ТОПЛИВА В ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ДВУХТОПЛИВНОЙ СИСТЕМОЙ ПИТАНИЯ <i>А. В. Жук, Т. В. Грасько, А. С. Колесников, В. В. Разносчиков</i>	136
СРАВНЕНИЕ УСКОРЕННЫХ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ НА ПРИМЕРЕ СТАЛИ 09Г2С <i>К. В. Кусков</i>	151
ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ТУРБУЛИЗАТОРОВ В ШЕЙКЕ НИЗКОЧАСТОТНОГО РЕЗОНАТОРА НА ЕГО АКУСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ <i>О. Ю. Кустов, В. В. Пальчиковский, И. В. Храпцов, А. А. Кузнецов</i>	159
РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАЧАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ ДВИЖЕНИЯ ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ, ВЗАИМОДЕЙСТВУЮЩИХ С ПРИЗЕМНЫМ ВИХРЕМ <i>Е. В. Нескоромный, С. А. Бороздин, А. И. Евдокимов</i>	170
НЕКОТОРЫЕ НОВЫЕ АСПЕКТЫ В ДИАГНОСТИКЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ПЛАНЕТАРНЫХ РЕДУКТОРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД <i>А. Е. Сундуков, Е. В. Шахматов, А. Н. Крючков, А. А. Иголкин</i>	181

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

VITAMIN SPACE GREENHOUSE AS AN ELEMENT OF ADVANCED BIOLOGICAL AND TECHNICAL SUPPORT FOR SPACE CREWS <i>Yu. A. Berkovich, A. M. Belyak, A. A. Buryak, Yu. I. Smirnov, A. A. Ivanova</i>	7
SELECTION OF PERFORMANCE INDICATORS FOR THE SYSTEM OF BENCH TESTS OF UNMANNED AERIAL VEHICLES <i>M. A. Kovalev, A. V. Kirillov, V. V. Sitnikov</i>	19
METHODOLOGY FOR DESIGN ASSESSMENT OF TERRAIN LINEAR RESOLUTION OF OPTICAL-ELECTRONIC EARTH SURFACE OBSERVATION SPACECRAFT TAKING INTO ACCOUNT UNCERTAIN OPERATIONAL FACTORS <i>V. I. Kurenkov, E. A. Pupkov</i>	33
METHOD OF COMPUTATION OF GAS-TUBE ENGINES IN WINDMILL MODES <i>I. A. Leshchenko, M. V. Rozhkova, A. A. Tarmaev, V. V. Donskikh</i>	48
INFLUENCE OF THE DESIGN CONCEPT OF AN EXPERIMENTAL DEMONSTRATION MODEL OF A ROCKET DESIGN ELEMENT ON THE PROCESS OF HEAT AND MASS TRANSFER <i>V. I. Trushlyakov, Yu. V. Surikova, D. Yu. Davydovich</i>	61
TECHNOLOGIES FOR HIGH-PRECISION AUTOMATIC GEOREFERENCING AND HIGH-LEVEL PROCESSING OF SPACEBORNE SAR IMAGES <i>V. A. Ushenkin</i>	74
EFFECTIVE TARGETED PLANNING OF OPTOELECTRONIC SPACECRAFT OPERATION <i>R. R. Khalilov</i>	87

MECHANICAL ENGINEERING

RESEARCH OF DIELECTRIC ELASTOMER ACTUATOR PARAMETERS FOR AN ACTIVE VIBRATION INSULATION SYSTEM <i>A. M. Bazinenkov, V. S. Shcherbakova, S. V. Sidorova, A. D. Kuptsov, A. A. Felde</i>	98
--	----

**ASSESSMENT OF CRYOGENIC ENERGY STORAGE
SYSTEMS EFFICIENCY**

E. V. Blagin, D. A. Uglanov

109

**MATHEMATICAL MODEL OF A HYDROGEN SOLID
OXIDE FUEL CELL AND ITS SOFTWARE IMPLEMENTATION**

I. M. Gorjunov, A. A. Nikitin, A. A. Loskutnikov, N. E. Ivanov

124

**METHOD OF CALCULATING THE FUEL COMBUSTION
EFFICIENCY IN THE AFTERBURNER COMBUSTION CHAMBER
OF A GAS TURBINE DUAL FUEL ENGINE**

A. V. Zhuk, T. V. Grasko, A. S. Kolesnikov, V. V. Raznoschikov

136

**COMPARISON OF ACCELERATED STRENGTH
TESTING METHODS AS EXEMPLIFIED BY 09G2S STEEL**

K. V. Kuskov

151

**ASSESSMENT OF THE INFLUENCE OF TURBULATORS
IN THE NECK OF A LOW FREQUENCY RESONATOR
ON ITS ACOUSTIC CHARACTERISTICS**

O. Yu. Kustov, V. V. Palchikovskiy, I. V. Khramtsov, A. A. Kuznetsov

159

**A COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL METHOD
FOR DETERMINING THE INITIAL CONDITIONS OF MOTION
OF FOREIGN OBJECTS INTERACTING WITH
A SURFACE VORTEX**

E. V. Neskorumnyy, S. A. Borozdin, A. I. Yevdokimov

170

**SOME NEW ASPECTS IN THE DIAGNOSTICS OF THE TECHNICAL
CONDITION OF PLANETARY GEARBOXES OF AIRCRAFT
GAS-TURBINE ENGINES**

A. E. Sundukov, E. V. Shakhmatov, A. N. Kryuchkov, A. A. Igolkin

181

ВИТАМИННАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ОРАНЖЕРЕЯ КАК ЭЛЕМЕНТ ПЕРСПЕКТИВНОЙ БИОЛОГО-ТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ЭКИПАЖЕЙ

© 2025

- Ю. А. Беркович** доктор технических наук, профессор, заведующий лабораторией;
Государственный научный центр Российской Федерации Институт медико-биологических проблем Российской академии наук (ГНЦ РФ ИМБП РАН);
berkovich@imbp.ru
- А. М. Беляк** магистр биологии, младший научный сотрудник;
Государственный научный центр Российской Федерации Институт медико-биологических проблем Российской академии наук (ГНЦ РФ ИМБП РАН);
belyak@imbp.ru
- А. А. Буряк** магистр физики, ведущий инженер;
ООО «Технологические инновации», г. Москва;
aa.gbitech@proton.me
- Ю. И. Смирнов** заведующий лабораторией;
Государственный научный центр Российской Федерации Институт медико-биологических проблем Российской академии наук (ГНЦ РФ ИМБП РАН);
yusmirnov@imbp.ru
- А. А. Иванова** младший научный сотрудник;
Государственный научный центр Российской Федерации Институт медико-биологических проблем Российской академии наук (ГНЦ РФ ИМБП РАН);
aaivanova@imbp.ru

Описана конструкция витаминной оранжереи для космического эксперимента «Витацикл-Т» на российском сегменте Международной космической станции. Опытный образец научной аппаратуры «Витацикл-Т» успешно прошел автономные испытания в Институте медико-биологических проблем Российской академии наук в 2024 г. Суммарная освещаемая светодиодами площадь посевов в вегетационном модуле составляет 0,4 м², а его объём – 0,09 м³. Энергопотребление установки составляет около 870 Вт. Средние ежесуточные урожаи листовой капусты в космической оранжерее составили 84 г, а трудозатраты по обслуживанию космического эксперимента при наземных испытаниях не превышали 5,5 мин в сутки. Витаминная космическая оранжерея сможет удовлетворять потребности одного космонавта в витаминах А и С. Результаты испытаний позволяют считать витаминную оранжерею «Витацикл-Т» перспективным элементом для будущих биолого-технических систем жизнеобеспечения космических экипажей.

Биотехническая система жизнеобеспечения космонавтов; космическая оранжерея; растительный конвейер; дальние космические экспедиции

Цитирование: Беркович Ю.А., Беляк А.М., Буряк А.А., Смирнов Ю.И., Иванова А.А. Витаминная космическая оранжерея как элемент перспективной биолого-технической системы жизнеобеспечения космических экипажей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 2. С. 7-18. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-7-18

Введение

С началом эры пилотируемых космических полётов перед человечеством встала новая практическая задача: обеспечение искусственной среды обитания для экипажей в гермокабинах ограниченного объёма. Основоположники космонавтики полагали, что одним из перспективных путей создания адекватных условий для жизнедеятельности людей во время длительных космических полётов будет регенерация веществ, потребляемых человеком, с помощью взятых на космический корабль наземных организмов: растений, животных, микробов и др. [1]. Большинство специалистов придерживаются

того мнения, что в состав фотоавтотрофного звена в биолого-технических системах жизнеобеспечения (БТСЖО) будут входить высшие растения, поскольку они дают полноценные и традиционно используемые человеком продукты питания. Российские учёные являются пионерами по разработкам конструкций космических оранжерей (КО). Первые советские КО «Вазон» и «Оазис 1» были доставлены на орбитальные комплексы «Союз 10 – Салют» и «Союз 11 – Салют» ещё в 1971 г. Результаты ранних экспериментов с растениями на орбитальных спутниках Земли изложены, например, в работе [2]. В конце 1990 г. на борт советского орбитального комплекса «Мир» была доставлена российско-болгарская КО «Свет» с автоматической системой полива и освещения растений. Эта КО была разработана в Институте медико-биологических проблем (г. Москва) совместно с Институтом космических исследований Болгарской академии наук (г. София). С 1990 по 2001 г. в этой научной аппаратуре российскими специалистами совместно с болгарскими и американскими учёными были проведены важные эксперименты по изучению воздействия факторов околоземного орбитального космического полёта на рост и развитие растений на советском орбитальном комплексе (ОК) «Мир». Главный вывод из экспериментов в КО «Свет» состоял в том, что в случае обеспечения адекватных условий среды (увлажнения прикорневой зоны, минерального питания корней и освещения растений, а также состава газовой среды в КО) многие виды однолетних растений могут нормально расти и развиваться в условиях орбитального космического полёта в течение полного цикла онтогенеза. При этом работа фотосинтетического аппарата и развитие растений практически не отличаются от таковых в наземных условиях. После прекращения работы ОК «Мир» в американском Университете штата Юта совместно с российскими специалистами была изготовлена, а затем доставлена на российский сегмент Международной космической станции (МКС) КО «Лада». В течение 15 лет проведения космических экспериментов с растениями были получены дополнительные важнейшие данные, необходимые для обоснования космического овощеводства [3]. В частности, было установлено, что в условиях орбитального полёта длительность онтогенеза, развитие генеративных органов, экспрессия генов в геноме, интенсивность основных обменных процессов, пигментный состав и метаболизм растений существенно, по сравнению с наземными условиями, не изменяется. Вместе с тем было обнаружено заметное воздействие на растения некоторых параметров среды обитания внутри пилотируемого космического аппарата (ПКА). Особенно негативно проявлялось влияние на растения газовых загрязнителей, например этилена, аммиака и др. Чувствительность различных видов растений к газовым примесям неодинакова, но в целом, предельно допустимые фитотоксические концентрации многих газовых загрязнителей существенно ниже, чем у людей. Вследствие этого КО следует снабжать входным фильтром газовых загрязнителей. Предельно допустимые дозы ионизирующего излучения, как правило, у растений оказываются выше, чем у экипажа [4], поэтому радиационная защита КО внутри ПКА на низкой околоземной орбите не очень актуальна.

Общим свойством исследовательских КО первых поколений являются малые размеры, небольшая мощность светильников и, как следствие, низкая продуктивность, не превышающая 6...8 г/сутки, что могло бы удовлетворить суточные потребности одного члена экипажа приблизительно на 5...6% по витамину С и на 13% по витамину А. В двухтысячные годы в России и в других странах – участницах космических исследований были предложены более крупные КО. В американском сегменте МКС с 2014 г. работает КО “Veggie”, позже там же была установлена КО Advanced Plant Habitat (APH) (рис. 1).

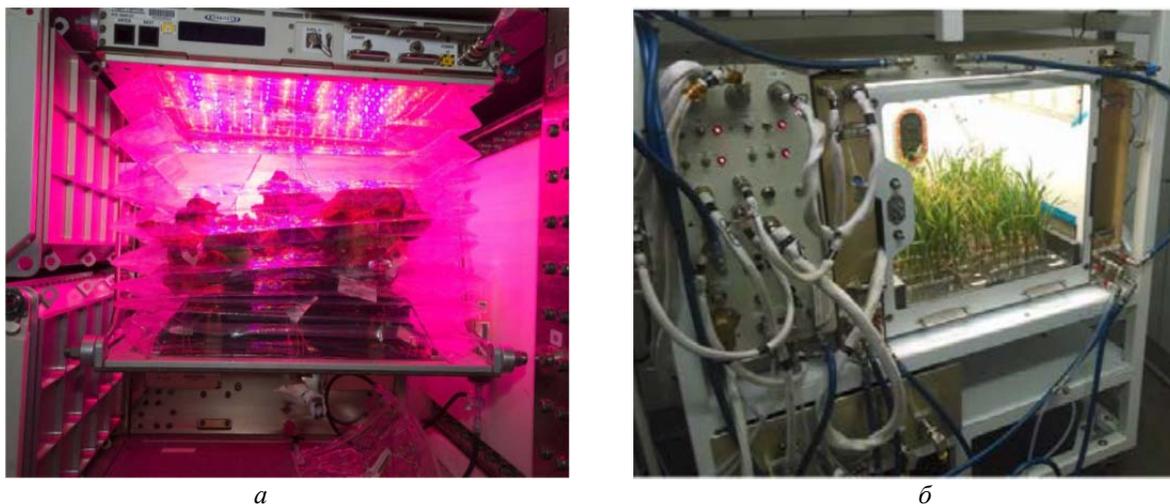


Рис. 1. Американские космические оранжереи на Международной космической станции:
а – космическая оранжерея “Veggie”; б – космическая оранжерея “APH”

В настоящее время астронавтам дозволено употреблять в небольших количествах салатную зелень, выращенную на МКС. НАСА продолжает работы по созданию производственных КО. Окончание разработки КО с посадочной площадью 1 м^2 намечено на 2030 г., а с площадью 10 м^2 – на 2050 г. [5]. На китайской орбитальной станции «Тяньгун» также установлена небольшая КО, на которой были выращены салаты, карликовые томаты, зелёный лук и листовая культура генура биколор (рис. 2). Производительность КО, показанных на рис. 1, 2, недостаточна для ежедневного обеспечения одного члена экипажа суточной дозой витаминов С и А. На американском сегменте пока решают эту проблему путём доставки дополнительных вегетационных установок. Однако такой путь неэффективен с точки зрения экономии потребляемых бортовых ресурсов [6].

Опыт многолетней эксплуатации различных конструкций КО позволил сотрудникам Института медико-биологических проблем (г. Москва) выдвинуть новую, более выгодную компоновку конвейерных космических оранжерей с выпуклыми посадочными поверхностями. Наличие динамической невесомости на МКС открыло возможность формировать направления роста растений в нужных направлениях за счёт реакций фототропизма, т.е. по направлению к ближайшему источнику света.



Рис. 2. Китайская космическая оранжерея на орбитальной станции «Тяньгун»

Таким образом удалось сформировать посе́вы растений с радиальным расположением стеблей на выпуклых посадочных поверхностях, например цилиндрических или сферических. Схематическое изображение поперечного сечения конвейерной КО с цилиндрической посадочной поверхностью изображено на рис. 3. После успешных лабораторных экспериментов с наземными макетами цилиндрических и полусферических оранжерей был предложен космический эксперимент (КЭ) под названием «Отработка конструкции и оптимизация режимов культивирования растений для космической конвейерной оранжереи (КО)» («Витацикл-Т»), который был внесён в «Долгосрочную программу целевых работ, планируемых на МКС». Научная аппаратура была изготовлена в АО «НИИ космического приборостроения» (г. Москва). Автономные и биолого-технические испытания опытного образца оранжереи «Витацикл-Т» были проведены в период с марта по май 2024 г. в Институте медико-биологических проблем РАН. В данной статье описываются инновации, применённые в конструкции КО, основные результаты наземного культивирования в этой оранжерее посевов листовой капусты, а также перспективы применения подобных оранжерей в космических БТСЖО.

Описание конструкции космической оранжереи «Витацикл-Т» и применённых в ней инновационных технических решений

На рис. 3 дано схематическое изображение поперечного сечения цилиндрического вегетационного модуля КО «Витацикл-Т», поясняющее принцип культивирования растительного конвейера в шести корневых модулях (КМ). В состав научной аппаратуры (НА) входят: вегетационный модуль (ВМ), блок увлажнения и аэрации (БУА), блок управления и регистрации (БУР), а также блок питания (БП). Кроме того, для проведения наземных испытаний и контрольных опытов изготовлен наземный испытательный стенд (НИС) в виде вертикального 2D-клиноста́та со скоростью вращения посевов вокруг горизонтальной оси около 9 об/час, что соответствует рекомендациям работы [7]. Такое вращение посевов в наземных условиях необходимо для нейтрализации гравитропического изгиба растений под действием направленного вертикально вниз ускорения силы тяжести.

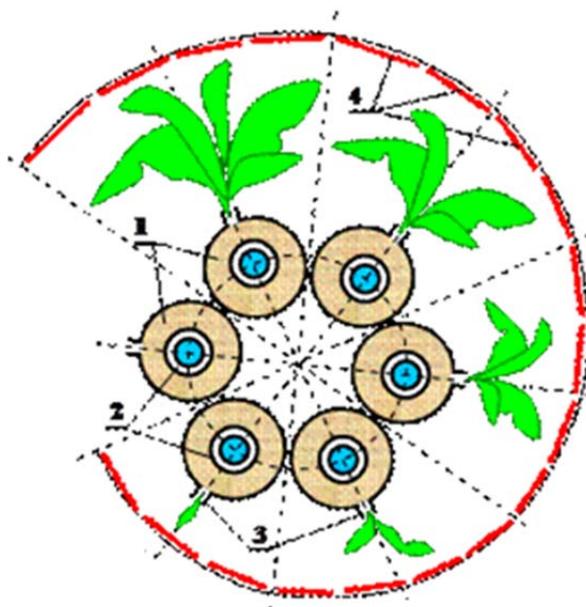


Рис. 3. Схематическое изображение конвейерной космической оранжереи с цилиндрической посадочной поверхностью:

*1 – валики корневых модулей; 2 – пористые трубки (тензиометры);
3 – посадочные щели в чехлах; 4 – панели светильников*

Внешний вид и основные составные части научной аппаратуры «Витацикл-Т», установленной в НИС, изображены на рис. 4.

Суммарная освещаемая светодиодами площадь посевов в вегетационном модуле НА «Витацикл-Т» составляет $0,4 \text{ м}^2$, а его объём – $0,09 \text{ м}^3$. Энергопотребление установки, включая НИС, составляет около 870 Вт. На рис. 5 представлен перечень инноваций в КО «Витацикл-Т».

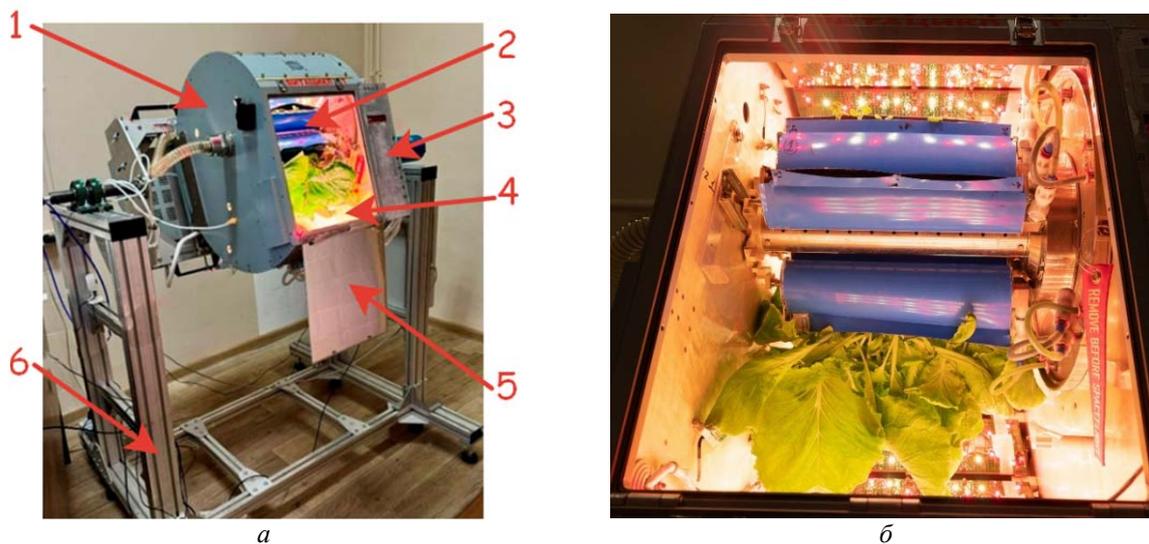


Рис. 4. Научная аппаратура «Витацикл-Т»:

а – внешний вид аппаратуры в наземном испытательном стенде:

- 1 – наружный корпус вегетационного модуля; 2 – корневой модуль; 3 – блок управления и регистрации; 4 – светильник; 5 – люк откидной; 6 – наземный испытательный стенд;
б – внутренний объём вегетационного модуля с конвейерным посевом капусты китайской

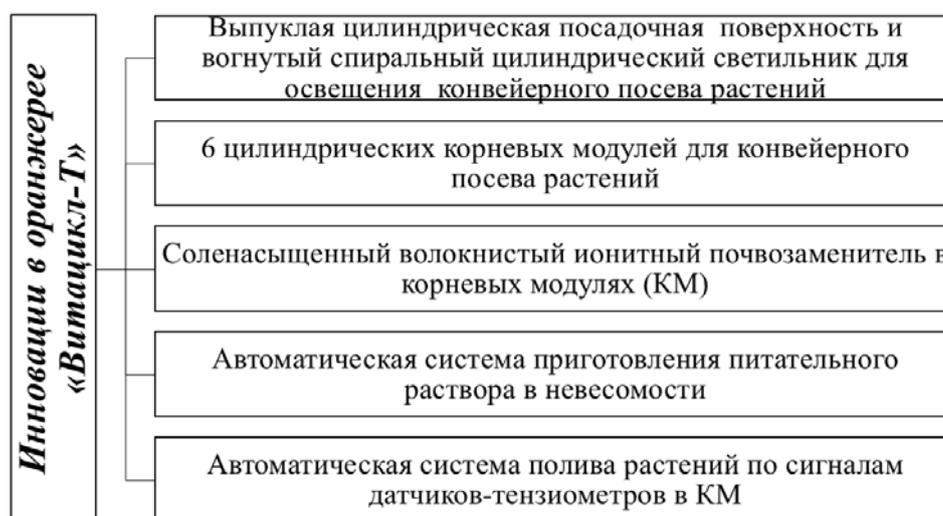


Рис. 5. Перечень инноваций в конструкции научной аппаратуры «Витацикл-Т»

Инновационный вегетационный модуль КО «Витацикл-Т» предназначен для размещения и культивирования конвейерного посева растений, а также для предоставления возможности посадки семян и уборки урожая в шести корневых модулях через единый откидной люк. Кроме того, ВМ обеспечивает крепление ряда других узлов оранжереи, а именно блока насосов и клапанов, модуля освещения и вентиляции (МОВ), ряда датчиков блока управления и регистрации. Снаружи корпус ВМ имеет форму тела, ограниченного цилиндрической поверхностью с направляющей в форме дуги спирали, соответствующей зависимости высоты растений от возраста для выбранных видов растений и от условий культивирования. Блок из шести корневых цилиндрических КМ, установленных вдоль продольной оси цилиндрического ВМ, представляет собой по наружной огибающей квазицилиндрическую посадочную поверхность для шести шагов растительного конвейера. На внутренней поверхности корпуса ВМ смонтирован светодиодный светильник из двенадцати удлинённых прямоугольных светодиодных плат с красно-белым излучением, направляющих световой поток внутрь по направлению к корневым модулям. Расстояния между поверхностью каждого КМ до светодиодов соответствуют высоте растений на данном шаге растительного конвейера. По мере подрастания растений раз в четыре дня все посеы поворачиваются на угол 60° по отношению к внешнему корпусу-светильнику против часовой стрелки. Как показано в работе [4], подобная компоновка посева, светильника и шести КМ с посевами разных возрастов позволяет сократить удельные затраты световой энергии на прирост единичной биомассы приблизительно на 30%.

В составе НА разработана оригинальная конструкция корневых модулей. Каждый КМ имеет вид валика из волокнистого почвозаменителя (ПЗ), который состоит из тонких соленасыщенных анионитных и катионитных ионообменных волокон (рис. 6). Войлок из смеси таких волокон намотан на сборку из стальной нержавеющей перфорированной поливной трубки и параллельной трубки из пористого титана. Пористая трубка служит датчиком-тензиометром для измерения водного потенциала в прикорневой среде растений, а через перфорированную трубку регулятор полива растений подаёт воду или питательный раствор в ПЗ по мере его подсыхания. Валик имеет форму цилиндра длиной 250 мм и диаметром 60 мм. Снаружи КМ обёрнуты светонепроницаемыми пластиковыми чехлами с продольной щелью для выхода побегов растений. В продольные щели валика вставляются посадочные планки с семенами растений.

Описанная конструкция КМ в условиях невесомости позволяет корням растений распределяться равномерно по всему осесимметричному объёму ПЗ за счёт свойства их акватропизма, уменьшает испарение с поверхности КМ, предохраняет корневую систему от засветки, а также обеспечивает оптимальный водно-воздушный режим в корнеобитаемой зоне.



Рис. 6. Корневой модуль оранжереи «Витацикл-Т»:

а – продольный разрез корневого модуля: 1 – трубка-тензиометр из пористого титана; 2 – перфорированная трубка для подачи раствора; 3 – торцевая щелка; 4 – гидроразъёмы; 5 – валик из волокнистого почвозаменителя; б – посадочная планка; б – корневой модуль в сборке

В качестве прикорневой среды в КМ оранжереи использован инновационный волокнистый соленасыщенный ионитный почвозаменитель. Ранее в России и Белоруссии были разработаны несколько типов гранульных и волокнистых ионообменных ПЗ на основе соленасыщенных синтетических ионообменных смол [8]. В состав почвозаменителей входили насыщенные ионами удобрений слабокислотный катионит ФИБАН К-2 и анионит ФИБАН АК-22-1. Для оранжереи «Витацикл Т» был использован новый волокнистый материал на основе таких ионообменных смол. Волокнистый ПЗ сохраняет свою капиллярно-пористую структуру в условиях невесомости и не содержит несвязанных частиц, ему не нужны оболочки для сохранения формы при отсутствии динамической силы тяжести. Однако для обеспечения адекватной подачи воды и ионов нутриентов, а также кислорода к корням растений в невесомости, как показали испытания, плотность волокнистого ПЗ должна находиться в пределах $0,11 \dots 0,14 \text{ г/см}^3$.

Недостатком ионитных ПЗ является сравнительно невысокая удельная ёмкость ионного обмена. Для повышения ресурса работы ПЗ в КО «Витацикл Т» была применена новая технология обогащения поливной воды удобрениями. Автоматическая система приготовления питательного раствора работает следующим образом. Для доставки нутриентов к корням растений бортовая питьевая вода прокачивается дозами последовательно в обогатительный патрон с гранулированным ионитом, а затем в смесительную камеру и в накопительный резервуар питательного раствора (рис. 7). Растения в процессе вегетации расходуют запас воды и солей из питательного раствора. При понижении электропроводности раствора, зависящей от суммарной концентрации солей в нём, по сигналу кондуктометра вода из смесительной камеры прокачивается через байпасную систему обогащения поливной воды по замкнутому контуру: проходит через обогатительный патрон с медленно действующими удобрениями (МДУ), обогащается ионами и возвращается в смесительную камеру, перемешиваясь с исходным обеднённым раствором, вплоть до достижения заданного значения электропроводности в рабочем растворе. После этого очередная доза раствора, обогащённого ионами солей, автоматически подаётся в накопительный резервуар для питательного раствора.

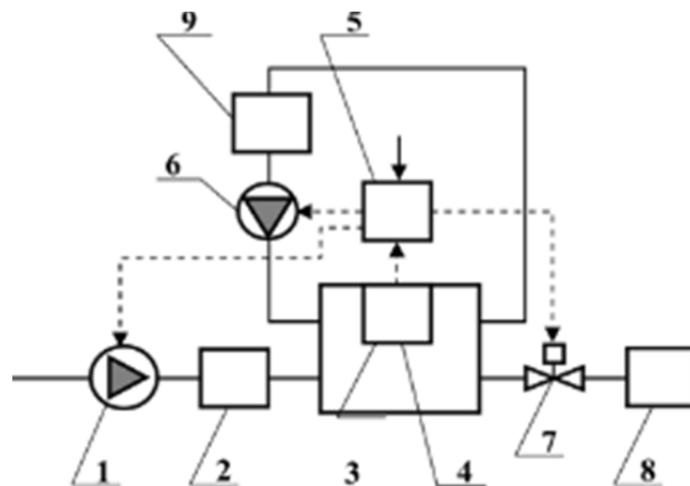


Рис. 7. Упрощённая блок-схема автоматической системы приготовления питательного раствора в космической оранжерее «Витацикл -Т»:
1; 6 – перистальтические насосы; 2 – обогатительный патрон с гранулированным ионообменным почвозаменителем; 3 – смесительная камера; 4 – кондуктометр; 5 – регулятор; 7 – электрический клапан; 8 – накопительный резервуар питательного раствора; 9 – обогатительный патрон с медленно действующим удобрением Ostocote 14-14-14™

Для организации полива шестишагового конвейерного посева с растениями различных возрастов была разработана новая автоматическая система полива по сигналам датчиков-тензиометров, измеряющих водный потенциал в капиллярах волокнистого ПЗ в каждом из КМ. Шестиканальный релейный регулятор с тензиометрами в цепях отрицательной обратной связи, запрограммированный в микроконтроллере БУР, осуществляет раздельную подачу воды из накопительного резервуара в шесть КМ с помощью перистальтических насосов. Управление командами между БУР и составными частями НА осуществляет встроенное программно-математическое обеспечение (ПМО), которое тоже функционирует на базе микроконтроллера. ПМО осуществляет сбор, обработку, хранение данных и запись данных на карту памяти.

НА «Витацикл-Т» обеспечивает круглосуточный и непрерывный режим выращивания конвейерного посева, обеспечивая через каждые четверо суток урожай свежей витаминной зелени. В процессе наземных испытаний привод наземного испытательного стенда непрерывно вращал ВМ с посевами растений со скоростью $9 \pm 0,15$ об/час. В процессе биолого-технических испытаний были получены следующие результаты: средние ежесуточные урожаи листовой капусты в КО составили 84 г, а трудозатраты по обслуживанию эксперимента при наземных испытаниях не превышали 5,5 мин в сутки.

За период испытаний средние значения биомассы урожаев в корневых модулях оранжереи превышали таковые в неподвижном лабораторном контрольном стенде в 1,9 раза, при этом урожайность посевов на первом и втором оборотах растительного конвейера не имела статистически достоверных различий. Растения, выращенные в оранжерее «Витацикл-Т», имели типичную сортовую окраску и размеры. Органолептические испытания выявили нежную консистенцию, приятный вкус и отсутствие опушённости и горечи в листьях. Содержание витаминов С и А в выращенной биомассе китайской капусты соответствовало сортовым нормам; полученные урожаи могли бы полностью покрыть потребности в этих витаминах для одного космонавта. Более подробное описание конструкции и работы блоков НА «Витацикл-Т» приведено в работе [9].

Перспективы применения витаминных оранжерей типа «Витацикл-Т» в космических биолого-технических системах жизнеобеспечения

В длительных автономных космических экспедициях актуальной является задача обогащения рациона членов экипажа свежей витаминной зеленью, поскольку сроки хранения ряда витаминных препаратов, ежедневно необходимых для поддержания здоровья космонавтов, не превышают 1 – 3 лет [10]. Кроме того, существует ряд экспериментальных данных, подтверждающих положительный психофизиологический эффект, оказываемый такими элементами земной биосферы, как растения, на членов экипажа в техногенной среде изолированных обитаемых объектов [11 – 14]. Включение природных элементов в среду обитания человека – так называемый биофильный дизайн – может облегчить стресс и улучшить когнитивные способности космонавтов [13; 15; 16;]. Это также способствует хорошему физическому и психическому самочувствию [17 – 19]. В целом, к преимуществам космических БТСЖО с КО можно отнести улучшение среды обитания экипажа за счёт обогащения рациона питания свежей зеленью с хорошо усвояемыми витаминами и минералами; эмоционально-психологическую поддержку космонавтов при общении с элементом земной биосферы и снижение проблемы свободного времени в ограниченном пространстве при длительных полётах.

Работа была выполнена при финансировании Госкорпорацией «Роскосмос» а также частично в рамках плановой темы фундаментальных исследований РАН, шифр темы FMFR-2024-0035.

Библиографический список

1. Циолковский К.Э. Грёзы о Земле и небе: научно-фантастические произведения. Тула: Приокское книжное издательство, 1986. 448 с.
2. Nechitailo G.S., Mashinsky A.L. Space biology: Studies at orbital stations. М.: Мир, 1993. 504 p.
3. Левинских М.А. Космическая биология растений // Космическая биология и медицина. 2022. Т. 1. С. 93-118.
4. Беркович Ю.А., Кривобок Н.М., Смолянина С.О., Ерохин А.Н. Космические оранжереи: настоящее и будущее. М.: Фирма «Слово». 2005. 368 с.
5. Ewert M.K., Chen T.T., Powell C.D. Life support. Baseline values and assumptions document. NASA/TP-2015–218570/REV2.
6. Беркович Ю.А., Смолянина С.О., Железняков А.Г., Гузенберг А.С. Перспективы применения космических оранжерей в комплексе систем жизнеобеспечения космонавтов в условиях лунной орбитальной станции, лунной базы и межпланетных транспортных кораблей // Космическая техника и технологии. 2019. № 2 (25). С. 37-54. DOI: 10.33950/spacetech-2308-7625-2019-2-37-54
7. Zyablova N.V., Berkovich Yu.A., Erokhin A.N., Skripnikov A.Yu. The gravitropic and phototropic responses of wheat grown in a space greenhouse prototype with hemispherical planting surface // Advances in Space Research. 2010. V. 46, Iss. 10. P. 1273-1279. DOI: 10.1016/j.asr.2010.05.033
8. Berkovich Y.A., Krivobok N.M., Krivobok S.M., Matusevich V.V., Soldatov V.S. Development of a root feeding system based on a fiber ion-exchange substrate for space plant growth chamber Vitacycle // Habitation. 2003. V. 9, Iss. 1-2. P. 59-65. DOI: 10.3727/1542966034605261
9. Беркович Ю.А., Смолянина С.О., Беляк А.М., Шляев П.В., Конюхов А.С., Дмитриев М.Д., Железняков А.Г., Козлова Е.Ю. Конвейерная космическая оранжерея «Витацикл-Т» для российского сегмента МКС // Космическая техника и технологии. 2025. № 1 (48). С. 6-22.
10. Berkovich Yu.A., Smolyanina S.O., Krivobok N.M., Erokhin A.N., Agureev A.N., Shanturin N.A. Vegetable production facility as a part of a closed life support system in a Russian Martian space flight scenario // Advances in Space Research. 2009. V. 44, Iss. 2. P. 170-176. DOI: 10.1016/j.asr.2009.03.002
11. Гущин В.И., Швед Д.М., Левинских М.А., Виноходова А.Г., Сигналлова О.Б., Смолеевский А.Е. Экопсихологические исследования в условиях 520-суточной изоляции // Авиакосмическая и экологическая медицина. 2014. Т. 48, № 3. С. 25-29.
12. Mauerer M., Schubert D., Zabel P., Bamsey M., Kohlberg E., Mengedocht D. Initial survey on fresh fruit and vegetable preferences of Neumayer Station crew members: Input to crop selection and psychological benefits of space-based plant production systems // Open Agriculture. 2016. V. 1, Iss. 1. P. 179-188. DOI: 10.1515/opag-2016-0023
13. Odeh R., Guy C.L. Gardening for therapeutic people-plant interactions during long-duration space missions // Open Agriculture. 2017. V. 2, Iss. 1. P. 1-13. DOI: 10.1515/opag-2017-0001
14. Li Z.M., Zhang W.Z., Liu H. Psychophysiological and cognitive effects of strawberry plants on people in insolated environments // Journal of Zhejiang University: Science B. 2020. V. 21, Iss. 1. P. 53-63. DOI: 10.1631/jzus.b1900331
15. Yin J., Zhu Sh., Macnaughton P., Allen J.G., Spengler J.D. Physiological and cognitive performance of exposure to biophilic indoor environment // Building and Environment. 2018. V. 132. P. 255-262. DOI: 10.1016/j.buildenv.2018.01.006
16. Zhang G.C., Wu G.W., Yang J. The restorative effects of short-term exposure to nature in immersive virtual environments (IVEs) as evidenced by participants' brain activities

// Journal of Environmental Management. 2023. V. 326.
DOI: 10.1016/j.jenvman.2022.116830

17. Qin J., Sun Ch., Zhou X., Leng H., Lian Zh. The effect of indoor plants on human comfort // *Indoor and Built Environment*. 2014. V. 23, Iss. 5. P. 709-723.
DOI: 10.1177/1420326x13481372

18. Michels N., Debra G., Mattheeuws L., Hooyberg A. Indoor nature integration for stress recovery and healthy eating: A picture experiment with plants versus green color // *Environmental Research*. 2022. V. 212. DOI: 10.1016/j.envres.2022.113643

19. Bentley P.R., Fisher J.C., Dallimer M., Fish R.D., Austen G.E., Irvine K.N., Davies Z.G. Nature, smells, and human wellbeing // *Ambio*. 2023. V. 52, Iss. 1. P. 1-14.
DOI: 10.1007/s13280-022-01760-w

VITAMIN SPACE GREENHOUSE AS AN ELEMENT OF ADVANCED BIOLOGICAL AND TECHNICAL SUPPORT FOR SPACE CREWS

© 2025

Yu. A. Berkovich Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Laboratory;
State Research Center of the Russian Federation Institute of Medical
and Biological Problems of the Russian Academy of Sciences
(SRC RF – IMBP RAS), Moscow, Russian Federation;
berkovich@imbp.ru

A. M. Belyak Master of Biology, Junior Researcher;
State Research Center of the Russian Federation Institute of Medical
and Biological Problems of the Russian Academy of Sciences
(SRC RF – IMBP RAS), Moscow, Russian Federation;
belyak@imbp.ru

A. A. Buryak Master of Physics, Lead engineer;
Technological Innovations LLC, Moscow, Russian Federation;
aa.gbiotech@proton.me

Yu. I. Smirnov Head of the Laboratory;
State Research Center of the Russian Federation Institute of Medical
and Biological Problems of the Russian Academy of Sciences
(SRC RF – IMBP RAS), Moscow, Russian Federation;
yusmirnov@imbp.ru

A. A. Ivanova Junior Research Fellow;
State Research Center of the Russian Federation Institute of Medical
and Biological Problems of the Russian Academy of Sciences
(SRC RF – IMBP RAS), Moscow, Russian Federation;
aaivanova@imbp.ru

The design of a vitamin space greenhouse for the Vitacycle-T space experiment on the Russian segment of the ISS is described. The preproduction model of Vitacycle-T successfully passed autonomous tests at the IMBP RAS in 2024. The total area of crops illuminated by LEDs in the vegetation module is 0.4 m², and its volume is 0.09 m³. The power consumption of the installation is about 870 watts. The average daily yield of cabbage leaves in the space greenhouse was 84 g, and the labor costs for the maintenance of the space experiment during ground tests did not exceed 5.5 minutes per day. The space greenhouse will be able to meet the needs of one astronaut in vitamins A and C. The test results allow us to consider the Vitacycle-T vitamin greenhouse as a promising element for future biological and technical life support systems for space crews.

Biotechnical life support system for astronauts; space greenhouse; plant conveyor; long-range space missions

Citation: Berkovich Yu.A., Belyak A.M., Buryak A.A., Smirnov Yu.I., Ivanova A.A. Vitamin space greenhouse as an element of advanced biological and technical support for space crews. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 2. P. 7-18. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-7-18

References

1. Tsiolkovskiy K.E. *Grezy o Zemle i nebe: nauchno-fantasticheskie proizvedeniya* [Dreams of Earth and sky: science fiction works]. Tula: Priokskoe Knizhnoe Izdatel'stvo Publ., 1986. 448 p.
2. Nechitailo G.S., Mashinsky A.L. *Space Biology: Studies at orbital stations*. Moscow: Mir Publ., 1993. 504 p.
3. Levinskikh M.A. Space biology of plants. *Space Biology and Medicine*. 2022. V. 1. P. 93-118. (In Russ.)
4. Berkovich Yu.A., Krivobok N.M., Smolyanina S.O., Erokhin A.N. *Kosmicheskie oranzherei: nastoyashchee i budushchee* [Space greenhouses: present and future]. Moscow: Firma «Slovo» Publ., 2005. 368 p.
5. Ewert M.K., Chen T.T., Powell C.D. Life support. Baseline values and assumptions document. NASA/TP-2015–218570/REV2.
6. Berkovich Y.A., Smolyanina S.O., Zheleznyakov A.G., Gusenberg A.S. Prospects for using space greenhouses as a part of a suite of crew life support systems of a lunar orbital station, a lunar base and interplanetary transfer vehicles. *Space Engineering and Technology*. 2019. No. 2 (25). P. 37-54. (In Russ.). DOI: 10.33950/spacetech-2308-7625-2019-2-37-54
7. Zيابlova N.V., Berkovich Yu.A., Erokhin A.N., Skripnikov A.Yu. The gravitropic and phototropic responses of wheat grown in a space greenhouse prototype with hemispherical planting surface. *Advances in Space Research*. 2010. V. 46, Iss. 10. P. 1273-1279. DOI: 10.1016/j.asr.2010.05.033
8. Berkovich Y.A., Krivobok N.M., Krivobok S.M., Matusевич V.V., Soldatov V.S. Development of a root feeding system based on a fiber ion-exchange substrate for space plant growth chamber Vitacycle. *Habitation*. 2003. V. 9, Iss. 1-2. P. 59-65. DOI: 10.3727/1542966034605261
9. Berkovich Y.A., Smolyanina S.O., Belyak A.M., Shlyayev P.V., Konyukhov A.S., Dmitriev M.D., Zheleznyakov A.G., Kozlova E.Y. Conveyor-type space greenhouse Vitacycle-T for the Russian segment of the International Space Station. *Space Engineering and Technology*. 2025. No. 1 (48). P. 6-22. (In Russ.)
10. Berkovich Yu.A., Smolyanina S.O., Krivobok N.M., Erokhin A.N., Agureev A.N., Shanturin N.A. Vegetable production facility as a part of a closed life support system in a Russian Martian space flight scenario. *Advances in Space Research*. 2009. V. 44, Iss. 2. P. 170-176. DOI: 10.1016/j.asr.2009.03.002
11. Gushchin V.I., Shved D.M., Levinskikh M.A., Vinokhodova A.G., Signalova O.B., Smoleevskiy A.E. Ecopsychological investigations in 520-day isolation. *Aerospace and Environmental Medicine*. 2014. V. 48, no. 3. P. 25-29. (In Russ.)
12. Mauerer M., Schubert D., Zabel P., Bamsey M., Kohlberg E., Mengedoht D. Initial survey on fresh fruit and vegetable preferences of Neumayer Station crew members: Input to crop selection and psychological benefits of space-based plant production systems. *Open Agriculture*. 2016. V. 1, Iss. 1. P. 179-188. DOI: 10.1515/opag-2016-0023
13. Odeh R., Guy C.L. Gardening for therapeutic people-plant interactions during long-duration space missions. *Open Agriculture*. 2017. V. 2, Iss. 1. P. 1-13. DOI: 10.1515/opag-2017-0001
14. Li Z.M., Zhang W.Z., Liu H. Psychophysiological and cognitive effects of strawberry plants on people in insolated environments. *Journal of Zhejiang University: Science B*. 2020. V. 21, Iss. 1. P. 53-63. DOI: 10.1631/jzus.b1900331
15. Yin J., Zhu Sh., Macnaughton P., Allen J.G., Spengler J.D. Physiological and cognitive performance of exposure to biophilic indoor environment. *Building and Environment*. 2018. V. 132. P. 255-262. DOI: 10.1016/j.buildenv.2018.01.006

16. Zhang G.C., Wu G.W., Yang J. The restorative effects of short-term exposure to nature in immersive virtual environments (IVEs) as evidenced by participants' brain activities. *Journal of Environmental Management*. 2023. V. 326. DOI: 10.1016/j.jenvman.2022.116830
17. Qin J., Sun Ch., Zhou X., Leng H., Lian Zh. The effect of indoor plants on human comfort. *Indoor and Built Environment*. 2014. V. 23, Iss. 5. P. 709-723. DOI: 10.1177/1420326x13481372
18. Michels N., Debra G., Mattheeuws L., Hooyberg A. Indoor nature integration for stress recovery and healthy eating: A picture experiment with plants versus green color. *Environmental Research*. 2022. V. 212. DOI: 10.1016/j.envres.2022.113643
19. Bentley P.R., Fisher J.C., Dallimer M., Fish R.D., Austen G.E., Irvine K.N., Davies Z.G. Nature, smells, and human wellbeing. *Ambio*. 2023. V. 52, Iss. 1. P. 1-14. DOI: 10.1007/s13280-022-01760-w

ВЫБОР ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

© 2025

- М. А. Ковалёв** доктор технических наук, доцент, профессор кафедры эксплуатации авиационной техники;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
kovalev.ma@ssau.ru
- А. В. Кириллов** кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации авиационной техники;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
aleksey.v.kirillov@ssau.ru
- В. В. Ситников** аспирант;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
freiker007@gmail.com

Рассматриваются вопросы оценки эффективности процесса стендовых испытаний беспилотных летательных аппаратов. Отмечается, что оценить эффективность испытаний можно с помощью четырех основных показателей: экономическая эффективность, продолжительность испытаний, достоверность испытаний, точность измерений. Предлагаются математические выражения для определения численного значения каждого показателя. Рассматриваются вопросы оценки экономической эффективности испытаний беспилотных летательных аппаратов, проводимых на разных этапах жизненного цикла изделия. Предлагается методика оценки эффективности проведения наземных испытаний на основе механизмов многокритериального анализа. Приводится пример расчёта обобщенного показателя эффективности испытаний системы электроснабжения беспилотного летательного аппарата самолётного типа при работе бортовых генераторов электрической энергии под разной нагрузкой.

Беспилотный летательный аппарат; наземные испытания; эффективность испытаний; организация испытаний; показатели эффективности; многокритериальный анализ

Цитирование: Ковалёв М.А., Кириллов А.В., Ситников В.В. Выбор показателей эффективности системы стендовых испытаний беспилотных летательных аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 2. С. 19-32. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-19-32

Введение

Процессы испытаний присутствуют на всех этапах жизненного цикла беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Так, на этапе проектных и опытно-конструкторских работ испытания на основе моделирования помогают решать задачи оценки совершенства конструктивно-схемных решений, выявить ошибки в расчётах. На этапе опытного производства испытания опытных изделий позволяют уточнить значения показателей функционирования БПЛА, дать рекомендации по доработке изделия. В процессе серийного производства БПЛА с помощью испытаний решаются задачи обеспечения качества готовых изделий и стабильности технологических процессов. Следует отметить, что, в отличие от воздушных судов гражданской авиации, БПЛА постоянно совершенствуются и дорабатываются, поэтому серийные модели выпускаются недолго, а в процессе эксплуатации БПЛА испытания решают традиционные задачи контроля, диагностики и устранения неисправностей бортовых систем.

Вместе с тем до настоящего времени алгоритмы организации и проведения испытаний БПЛА базируются в основном на предшествующем опыте, отсутствует приемлемая теория испытаний БПЛА, позволяющая оптимизировать этапы жизненного цикла изделия [1].

Как на этапе разработки программы испытаний, так и на этапе их организации и проведения существует проблема «*принятия решения*» – какой метод и методику измерений выбрать, какое испытательное оборудование использовать, какая последовательность воздействий на БПЛА должна быть выполнена и так далее.

В [1] в качестве решения указанной проблемы предложено использовать понятие «*эффективность испытаний*». То есть решения должны приниматься таким образом, чтобы процесс испытания технической системы был наиболее эффективным. Для оценки эффективности испытаний в [1] введены «*показатели эффективности*».

В [2] введено схожее понятие «*качество испытаний*» – как степень выполнения требований к испытанию. Предлагается алгоритм повышения качества испытаний авиационной техники за счёт совершенствования требований к испытаниям и соответствующей документации.

Авторы настоящей статьи продолжают и дополняют исследования, представленные в [1; 2] применительно к стендовым (наземным) испытаниям БПЛА.

В [1] вводится вектор показателей эффективности испытаний как n -мерный вектор:

$$\hat{Y}_{(n)} = [\hat{Y}_1, \hat{Y}_2, \hat{Y}_3, \dots, \hat{Y}_n], \quad (1)$$

где физический смысл компонент $Y_1, Y_2, Y_3, \dots, Y_n$ определяется целями испытаний и задачами исследования последних. Например, Y_1 – показатель точности количественных результатов испытаний, Y_2 – показатель достоверности этих результатов, Y_3 – стоимость испытаний, Y_4 – длительность испытаний и так далее. Диалектически символ « \wedge » обозначает случайную природу объекта, в данном случае компонент Y . Выражение (1) означает, что эффективность испытаний – многогранный параметр, определяемый отдельными показателями разной физической природы.

Пусть задан вектор допустимых значений показателей $Y_1, Y_2, Y_3, \dots, Y_n$ качества процесса испытаний:

$$Y_{(n)}^n = [Y_1^n, Y_2^n, Y_3^n, \dots, Y_n^n],$$

тогда выражение:

$$\hat{Y}_{(n)} \in \{Y_{(n)}^n\} \quad (2)$$

определяет достаточную степень эффективности испытаний.

Как правило, на практике области допустимых значений параметров задаются в виде пороговых значений, тогда выражение (2) примет вид:

$$\left(\hat{Y}_{(n)} < Y_{(n)}^n\right) = \bigcap_{i=1}^n \left(\hat{Y}_i < Y_i^n\right). \quad (3)$$

Однако существуют сложности практического применения выражения (3) для оценки эффективности испытаний, для решения которых предлагается вероятностный

подход [1]. Также стоит отметить, что выражение (3) предполагает, что процесс испытания будет считаться эффективным, если все показатели эффективности будут ниже своих допустимых пороговых значений. На практике при планировании и организации испытаний часто приходится жертвовать одними показателями, например, стоимостью испытаний, для достижения необходимого уровня других, таких, как достоверность результатов, точность измерений и так далее. Более того, в большинстве случаев известными являются только экономические и временные ограничения. Что касается других пороговых значений – существуют трудности с определением их значений.

Для сохранения значимости каждого отдельного показателя качества испытаний, создания возможности практического применения идеи многопараметрической оценки эффективности испытаний в настоящей статье предлагается использовать механизмы многокритериального анализа [3; 4].

Задачу выбора наиболее эффективного способа организации и проведения испытаний БПЛА можно рассматривать как задачу принятия решения в условиях неопределённости. При этом метод «свертывания» всех показателей в один обобщённый (агрегированный) [4] может быть представлен следующим образом:

$$\hat{Y}_{(n)} = \sum_{i=1}^n w_i \hat{Y}_i, \quad (4)$$

где w_i – весовой коэффициент i -го показателя качества испытаний.

Зададим область допустимых значений для $\hat{Y}_{(n)}$ как $[0;1]$, где $\hat{Y}_{(n)} = 0$ будет означать минимальную эффективность испытаний и $\hat{Y}_{(n)} = 1$ соответственно максимальную эффективность стендовых испытаний БПЛА. При правильном выборе показателей эффективности испытаний \hat{Y}_i и распределении значений весовых коэффициентов w_i такой подход позволит решить проблему «принятия решения», о которой говорилось выше.

В [5] рассмотрены подходы к двухуровневым задачам подобного типа. Однако, задача выбора показателей эффективности, которые могли бы быть не качественно, а количественно оценены еще на этапе планирования и подготовки к испытаниям, не является простой. Количество таких показателей может быть различным для разных БПЛА. Ниже описаны наиболее значимые, по мнению авторов, показатели, которые следует использовать на практике.

Показатель 1. Экономическая эффективность

Один из самых важных факторов для любого процесса испытаний – это наличие ресурсов, необходимых для его осуществления. Это относится и к подготовке, и к проведению испытаний. Рассмотрим один из показателей эффективности испытаний, предложенный в [1], связанный с финансовыми затратами:

$$\hat{Y}_1 = \frac{\Delta \hat{E}}{\hat{C}}, \quad (5)$$

где $\Delta \hat{E}$ – общий эффект от применения объекта испытаний, \hat{C} – стоимость проведения испытаний.

В выражении (1) $\Delta\hat{E} = \hat{E} - \hat{E}_0$, где \hat{E} – эффект, получаемый в результате использования испытанной системы; \hat{E}_0 – эффект, получаемый от дальнейшего использования не испытанной системы (предполагается, что испытания не проводились). Выражение (5) предполагает наличие выбора – проводить испытания или нет. Однако при разработке и производстве БПЛА, как и другой авиационной техники, зачастую проведение испытаний является обязательным. Получение численных значений величин $\hat{C}, \hat{E}, \hat{E}_0$ на практике будет зависеть от того, на каком этапе жизненного цикла БПЛА проводятся испытания. На рис. 1 представлена блок-схема получения значений величин (5) на этапе проектирования и разработки БПЛА.

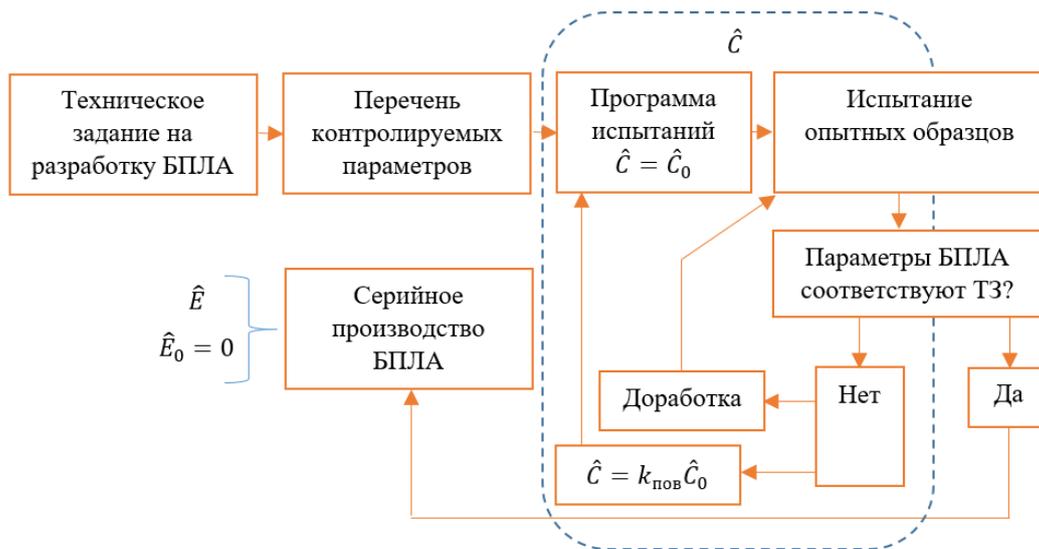


Рис. 1. Блок-схема испытаний на этапе разработки и проектирования

После формирования технического задания (ТЗ) на разработку БПЛА можно выделить перечень контролируемых параметров, которые должны быть проверены в процессе проведения исследовательских испытаний [6]. Перечень контролируемых параметров, а также планируемые условия эксплуатации БПЛА, позволяют разработать программу испытаний. На основе программы испытаний подбираются методы и методики испытаний, перечень необходимого стенового оборудования и средств измерений, необходимый инженерный персонал. Таким образом, для каждой организации можно определить начальную стоимость исследовательских испытаний \hat{C}_0 .

На этапе проектирования и разработки БПЛА испытания часто проводятся с использованием программных моделей [7], имитирующих логику работы бортового комплекса оборудования БПЛА. Программные модели являются имитаторами устройств, с которыми взаимодействует объект испытаний (электронный блок). Иногда доработка объекта испытаний заключается не в изменении его аппаратной части, а в обновлении программного обеспечения. При этом модели можно легко настроить под нужную версию программного обеспечения проверяемого блока. Цель испытаний в данном случае – проверка соответствия параметров электронного блока требованиям технического задания на проект.

В случае, если значения части параметров не соответствуют требованиям, выполняется доработка изделия и испытания повторяются (частично или полностью). Тогда

стоимость испытаний увеличивается пропорционально коэффициенту повторения $k_{пов}$. Если значения всех контролируемых параметров соответствуют техническому заданию, то БПЛА передаётся в серийное производство. Серийное производство и коммерческая реализация БПЛА формируют положительный эффект \hat{E} от проведения испытаний (как части общего процесса проектирования и разработки БПЛА). В данном случае значение $\hat{E}_0 = 0$, так как без проведения испытаний невозможно разработать БПЛА, а значение \hat{E} будет увеличиваться со временем. Таким образом, применение показателя (5) с практической точки зрения нецелесообразно, удобнее рассчитывать срок окупаемости проекта и заложить стоимость проведения испытаний в расходы на разработку и производство БПЛА. На рис. 2 представлена блок-схема получения значений величин (5) на этапе серийного производства БПЛА.

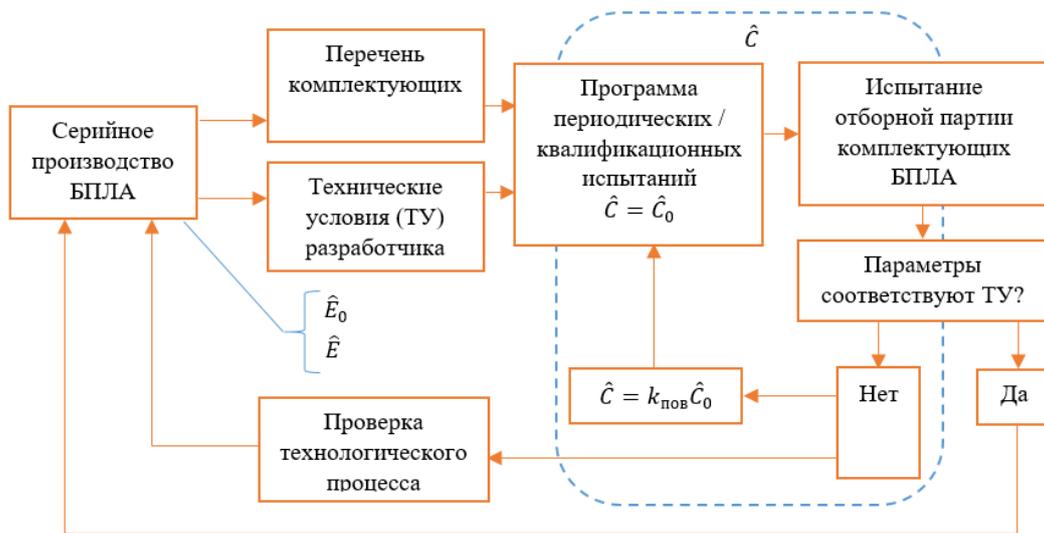


Рис. 2. Блок-схема испытаний на этапе серийного производства

При серийном производстве авиационной техники, в том числе и БПЛА, для контроля стабильности технологического процесса выполняются периодические и квалификационные испытания комплектующих изделий. В этом случае программа испытаний выпускается разработчиком на основе технических условий и перечня комплектующих БПЛА. Испытания проводятся через определённые интервалы времени. Для испытаний отбираются несколько изделий из партии. Как правило, программа периодических (квалификационных) испытаний предполагает воздействие на объект климатических и механических внешних воздействующих факторов [8]. Для реализации таких воздействий применяются климатические камеры, вибрационные, ударные и другие подобные стенды, а также специальное стендовое оборудование, обеспечивающее функционирование объекта в процессе испытаний и измерение контролируемых параметров. Зная, какое потребуется оборудование и количество инженерного персонала, можно определить начальную стоимость проведения испытаний \hat{C}_0 .

В случае, если в процессе испытаний выявится несоответствие контролируемых параметров требованиям технических условий, выполняется проверка технологического процесса изготовления комплектующих и проводятся повторные испытания. Аналогично первому случаю начальная стоимость испытаний растёт в $k_{пов}$ раз. Если все испытания прошли успешно, то производителю комплектующих продлевается лицензия.

На этапе серийного производства положительный эффект от использования результатов испытаний \hat{E} также определяется возможностью дальнейшего выпуска и реализации БПЛА и будет увеличиваться со временем. Если периодические испытания обязательны, то, как и в предыдущем случае, $\hat{E}_0 = 0$, если нет, то $\hat{E}_0 = \hat{E}$ и показатель $\hat{Y}_1 = 0$. Таким образом, на этапе серийного производства показатель \hat{Y}_1 не информативен. Однако, стоит отметить, что цель испытаний на этапе серийного производства – это обеспечение качества выпускаемой продукции. Поэтому, если рассматривать общий эффект от применения испытаний $\Delta\hat{E}$ как повышение «уровня качества», то выражение (5) обретает практический смысл. Однако, на практике достаточно сложно оценить «изменение качества» продукции после проведения испытаний и без них.

На рис. 3 представлена блок-схема получения значений величин (5) на этапе эксплуатации БПЛА.

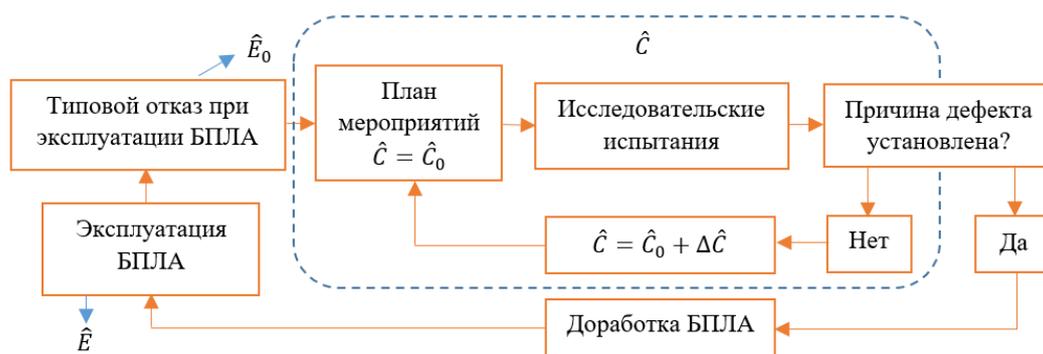


Рис. 3. Блок-схема испытаний на этапе эксплуатации

Предположим, что имеется опыт эксплуатации БПЛА, который позволил накопить статистику отказов. В результате анализа этой статистики разработчиком БПЛА выявлен повторяющийся типовой отказ, вынуждающий разработчика нести издержки в соответствии с гарантийными обязательствами. В такой ситуации у разработчика есть два пути: либо оставить все «как есть», либо провести исследования причин возникновения типового отказа и внести соответствующие изменения в конструкцию БПЛА или в технологию его изготовления.

Если выбирается второй вариант, то разрабатывается план мероприятий по выявлению причин типового отказа. Этот план включает определенный объем исследовательских испытаний [6], который задаёт начальную стоимость \hat{C}_0 их проведения. Если после проведения запланированного объема исследовательских испытаний причина типового отказа не установлена, то принимается решение о проведении дополнительных испытаний другого типа. Это увеличивает начальную стоимость испытаний на $\Delta\hat{C}$ и вносит соответствующие изменения в план мероприятий.

Процесс будет продолжаться до тех пор, пока причина отказа не будет установлена и выполнена доработка БПЛА. В результате разработчик устранит гарантийные издержки по данному отказу при дальнейшей эксплуатации БПЛА. В этом и будет состоять положительный эффект $\Delta\hat{E}$ от проведения испытаний, который можно оценить. Таким образом, на этапе лётной эксплуатации БПЛА возможно практическое применение показателя (5). Вместе с тем, целью настоящей статьи является определение показателей эффективности, которыми можно оперировать на этапе планирования и подготовки испытаний. Так как показатель (5) опирается на статистические данные, то

применять его для достижения поставленной цели можно только в том случае, если подобные испытания уже проводились.

Предлагается задать показатель экономической эффективности исходя из следующих рассуждений. Как правило, в качестве исходной информации для организации-исполнителя при планировании испытаний БПЛА являются объём испытаний и сроки их выполнения. При этом организация-исполнитель может проводить испытания полностью своими силами или привлекать сторонних соисполнителей. В случае проведения испытаний силами организации-исполнителя стоимость работ определяется затратами на разработку методики испытаний, проектирование и изготовление испытательного оборудования, а также прямыми и косвенными издержками на проведение испытаний. К прямым издержкам в общем случае относятся:

- фонд заработной платы сотрудников, непосредственно задействованных в проведении испытаний;

- затраты на расходные материалы, необходимые для проведения испытаний;

- расходы на электроэнергию и общехозяйственные нужды.

К косвенным издержкам относятся:

- фонд заработной платы работников административно-управленческого персонала и вспомогательных служб;

- амортизация испытательного оборудования;

- расходы на содержание и ремонт зданий, где размещены испытательные лаборатории;

- затраты на охрану и безопасность;

- другое.

Затраты на разработку методики испытаний, проектирование и изготовление испытательного оборудования включают стоимость пуско-наладочных работ, аттестацию как оборудования, так и методики испытаний. Сюда же можно отнести закупку типовых испытательных стендов (климатические камеры, стенды для имитации механических внешних воздействующих факторов). Таким образом, аналитические службы организации-исполнителя могут рассмотреть разные варианты проведения испытаний, оценить стоимость работ при каждом из них.

Пусть будет получено N вариантов проведения испытаний стоимостью $C_i, i \in [1; N]$. С точки зрения экономики наиболее эффективным будет вариант с минимальной стоимостью проведения испытаний. Введём показатель экономической эффективности $Y, Y \in [0; 1]$ как:

$$Y = \hat{Y}_1 = \frac{C_{\max} - C_{\text{и}}}{C_{\max}}, \quad (6)$$

где C_{\max} – стоимость самого дорогого варианта проведения испытаний; $C_{\text{и}}$ – стоимость выбранного для исполнения варианта проведения испытаний.

Показатель Y будет принимать максимальное значение 1, если испытания проведены без финансовых затрат (на практике недостижимо) и минимальное значение 0, если испытания проводятся с максимальными в данных условиях финансовыми затратами. Несомненно, одного показателя Y недостаточно для принятия решения, но данный показатель является одним из значимых.

Показатель 2. Продолжительность испытаний

Выдерживание установленных сроков – одна из приоритетных задач при организации и проведении испытаний, поэтому целесообразно ввести показатель эффективности, связанный с продолжительностью испытаний. Чем быстрее будут выполнены испытания, тем выше будет их эффективность.

Пусть на проведение испытаний задан период времени $T_{\text{зад}}$. Введём показатель $Y_i \in [0; 1]$, где значение $Y_i = 0,5$ будет соответствовать выполнению испытаний в установленный срок:

$$Y_i = \frac{1}{1 + \frac{T_{\text{и}}}{T_{\text{зад}}}}, \quad (7)$$

где $T_{\text{и}}$ – расчётная продолжительность испытаний. Из (7) следует, что если $T_{\text{и}} \ll T_{\text{зад}}$, то $Y_i \rightarrow 1$; если $T_{\text{и}} \gg T_{\text{зад}}$, то $Y_i \rightarrow 0$.

Наиболее сложной задачей при определении Y_i на практике является расчёт $T_{\text{и}}$. На продолжительность испытаний могут влиять внешние по отношению к организации-исполнителю факторы, такие как готовность объектов испытаний, испытательного оборудования (или комплектующие к ним), логистика и другие обстоятельства.

Для оценки $T_{\text{и}}$ будем считать за момент начала испытаний получение задания на их проведение, а момент завершения испытаний – полное оформление протоколов с результатами испытаний и иной регламентирующей документацией. Тогда общую продолжительность испытаний можно представить как

$$T_{\text{и}} = k_{\text{н}}T_{\text{н}} + k_{\text{э}}T_{\text{э}} + k_{\text{о}}T_{\text{о}} + k_{\text{д}}T_{\text{д}}, \quad (8)$$

где $T_{\text{н}}$ – время, затраченное на организацию и планирование испытаний; $T_{\text{э}}$ – время, затраченное на проведение экспериментальной части испытаний; $T_{\text{о}}$ – время, затраченное на обработку результатов; $T_{\text{д}}$ – время, затраченное на оформление отчётной документации; $k_{\text{н}}, k_{\text{э}}, k_{\text{о}}, k_{\text{д}}$ – коэффициенты внеплановых потерь времени.

Отметим, что $T_{\text{н}}$ и $T_{\text{о}}$ зависят от методики проведения испытаний, применяемого оборудования и инструмента; слагаемые $T_{\text{н}}$ и $T_{\text{д}}$ – от качества организации работ и внутрисистемного документооборота организации-исполнителя.

Аналитические службы организации на основании известной трудоёмкости испытаний, наличия испытательного оборудования (или плана их изготовления), штатного расписания, а также заключённых контактов с соисполнителями (при наличии) с использованием (8) смогут оценить расчётную продолжительность испытаний $T_{\text{и}}$. При этом значения коэффициентов внеплановых потерь подбираются на основе предыдущего опыта работы организации.

Показатель 3. Достоверность испытаний

Результаты, полученные при испытаниях БПЛА, должны обладать достаточной степенью достоверности, позволяющей принимать однозначное решение в соответствии с целями проведения испытаний [6]. Под достоверностью результатов испытаний

будем понимать степень соответствия условий, созданных при испытании БПЛА, реальным условиям его эксплуатации. Примем, что максимально возможная достоверность результатов испытаний достигается только с помощью лётных испытаний БПЛА, проводимых на расчётных режимах работы его силовой установки и бортовых систем, в эксплуатационном диапазоне климатических и механических воздействий, высот и скоростей полёта.

Для оценки уровня достоверности результатов испытаний введём параметр $Y_d \in [0;1]$, где $Y_d = 0$ – полное несоответствие, и $Y_d = 1$ – полное соответствие условий испытаний реальным условиям эксплуатации.

Запишем выражение для расчёта Y_d в следующем виде:

$$Y_d = \sum_{i=1}^n w_{xi} \left(1 - \frac{|x_i - x'_i|}{x_i} \right) + \sum_{j=1}^m w_{kj} \left(1 - \frac{|k_j - k'_j|}{k_j} \right) + \sum_{g=1}^p w_{fg} \left(1 - \frac{|f_g - f'_g|}{f_g} \right), \quad (9)$$

где x_i – i -й параметр (характеристика) БПЛА, единицы измерения которого определяются его типом (например, вес, длины бортовых жгутов, размах крыла и т.д.); x'_i – i -й параметр объекта (модели), подвергаемого испытаниям (если модель полностью воссоздаёт реальный БПЛА по i -му параметру, то $x_i = x'_i$); w_{xi} – весовой коэффициент, определяющий значимость i -го параметра при решении задачи воссоздания реальных условий эксплуатации (значение w_{xi} выбирается опытным путём из диапазона $[0;1]$); n – количество параметров БПЛА, имитируемых при испытании; k_j, k'_j, w_{kj} – соответственно значения климатических внешних воздействующих факторов (ВВФ) в эксплуатации и при испытаниях, их весовые коэффициенты; f_g, f'_g, w_{fg} – соответственно значения механических ВВФ в эксплуатации и при испытаниях, их весовые коэффициенты, m, p – количество соответственно климатических и механических ВВФ, имитируемых при испытании.

Как видно из (9), параметр Y_d в основном определяется применяемой методикой испытаний и испытательным оборудованием. На практике расчёт показателя достоверности Y_d результатов испытаний является трудоёмким. Точность и трудоёмкость расчёта будет возрастать при увеличении количества расчётных параметров n, m, p . Для упрощения расчёта Y_d можно задаться минимально допустимым уровнем точности определения показателя Y_d .

Показатель 4. Точность измерений

Ещё один показатель, определяющий качество испытаний, – это точность измерений контролируемых параметров БПЛА. Показатель достоверности Y_d (9) в основном определяется внешними по отношению к объекту испытаний условиями, которые воссоздают условия реальной эксплуатации БПЛА. При этом в процессе испытаний выполняются измерения параметров функционирования самого БПЛА и его систем как реакции объекта на эти внешние воздействия. Только измерения, выполненные в процессе испытания, с достаточной точностью определяют характеристики самого БПЛА. Недостаточная точность измерений параметров БПЛА может привести к неоднозначному результату при испытаниях и, как следствие, к необходимости повторного их проведения.

Введём показатель точности измерений, выполняемых при испытании. Как известно, для количественной оценки точности измерений используется понятие «погрешность (ошибка) измерений». Поэтому за основу показателя точности измерений примем приведённую погрешность δ измерения физической величины – параметра объекта испытаний. Так как в процессе испытаний выполняются измерения нескольких параметров БПЛА, запишем выражение для вычисления показателя точности измерений $Y_\delta \in (0; 1]$, как

$$Y_\delta = 1 - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \log \left(1 + \frac{|\Delta x_i|}{x_{\max i}} \right), \quad (10)$$

где $x_{\max i}$ – предел измерения измерительного канала i -го параметра объекта испытаний; Δx_i – абсолютная погрешность измерительного канала i -го параметра объекта испытаний; n – количество измеряемых параметров объекта испытаний.

Так как современные средства измерения разнообразных физически параметров обладают достаточно высокой точностью, введена операция логарифмирования для усиления эффекта даже от малых улучшений точности измерения испытательного оборудования. Как видно из (10), показатель Y_δ примет максимальное значение $Y_\delta = 1$ в случае, когда абсолютные погрешности измерений всех измеряемых при испытании параметров БПЛА будут равны нулю (в реальности невозможно). Соответственно, $Y_\delta = 0$, когда все абсолютные погрешности будут сопоставимы со значениями измеряемых величин.

На практике для расчёта показателя Y_δ необходимо применить известные методы определения абсолютной погрешности измерений, описанные в [9 – 12]. В случае, если погрешности измерения разных параметров отличаются значительно (на порядок и более), рекомендуется применять выражение (10) для группы однотипных параметров. В этом случае показателей Y_δ будет несколько, в соответствии с количеством групп.

В соответствии с (4), (6), (7), (9), (10) запишем выражение для расчёта обобщённого показателя эффективности испытаний БПЛА по заданным четырём показателям:

$$Y_{(4)} = w_y Y_y + w_t Y_t + w_d Y_d + w_\delta Y_\delta. \quad (11)$$

Зададим область значений показателя как $Y_{(4)} \in [0; 1]$. Тогда сумма весовых коэффициентов в выражении (11) равна 1. При расчёте показателя $Y_{(4)}$ организация-исполнитель определяет степень значимости каждого отдельного показателя и задаётся значениями весовых коэффициентов, которые остаются постоянными для расчёта эффективности разных вариантов проведения испытаний БПЛА. Наиболее эффективный вариант соответствует максимальному значению показателя $Y_{(4)}$.

В качестве примера представим расчёт показателя $Y_{(4)}$ при испытании системы электроснабжения БПЛА самолётного типа. Пусть основное требование заказчика испытаний – уложиться в заданный срок, обеспечив достаточную достоверность испытаний. При этом заказчик просит предоставить ему калькуляцию сметы на выполнение работ. Требования к точности измерений заключаются в применении средств измерений, которые утверждены Росстандартом и зарегистрированы в Госреестре средств измерений.

Испытания предполагают оценку в наземных условиях напряжения на шинах постоянного тока на соответствие требованиям ГОСТ Р 54073-2010 [13] при работе бортовых генераторов электрической энергии БПЛА под разной нагрузкой. Измерительная система испытательного стенда содержит три канала измерения: текущих оборотов двигателя, выходного напряжения генераторов постоянного тока, тока нагрузки.

Организация-исполнитель рассматривает три стратегии проведения испытаний:

Стратегия 1. Проведение испытаний на имеющейся стендовой базе с небольшими доработками под объект испытаний («Доработка стендов»).

Стратегия 2. Разработка под данные испытания нового автоматизированного стенда, повышающего достоверность результатов испытаний, и проведение испытаний с применением нового стенда («Новый стенд»).

Стратегия 3. Привлечение соисполнителя, у которого имеется необходимое испытательное оборудование, что позволит сократить продолжительность испытаний («Соисполнитель»).

Исходные данные для расчёта представлены в табл. 1.

Таблица 1. Исходные данные

Параметр	Символ	Стратегия 1 «Доработка стендов»	Стратегия 2 «Новый стенд»	Стратегия 3 «Соисполнитель»
Расчётная стоимость работ, тыс. руб.	$C_{и}$	500	1700	1200
Заданный срок испытаний, мес.	$T_{зад}$	6...8	6...8	6...8
Расчётная продолжительность испытаний, мес.	$T_{и}$	5	8	4
Частота вращения валов генераторов БПЛА, об/мин	x_1	(0...12 000) ± 100		
Частота вращения валов генераторов, воссоздаваемая испытательным стендом, об/мин	x'_1	(0...10 000)±20 0	(0...12 000)±100	(0...10 000)±200
Длина участка силовой линии «Генератор – основные шины» на БПЛА, м	x_2	4		
Длина участка силовой линии «Генератор – основные шины» на испытательном стенде, м	x'_2	1	4	2
Нагрузка генераторов БПЛА, кВт: - минимальное значение - номинальное значение - максимальное значение	x_3 x_4 x_5	2,5 3,4 4		
Нагрузка генераторов, имитируемая стендом, кВт: - минимальное значение - номинальное значение - максимальное значение	x'_3 x'_4 x'_5	2,3 3,1 3,9	2,5 3,4 4	2,3 3,2 4
Воздействие климатических ВВФ	—	не выполняется	не выполняется	не выполняется
Воздействие механических ВВФ	—	не выполняется	не выполняется	не выполняется
Класс точности канала измерения частоты вращения вала генераторов	δ_1	1,5	1	1,5
Класс точности канала измерения напряжения на контролируемых шинах	δ_2	2,5	1,5	2,5
Класс точности канала измерения потребляемого тока	δ_3	2,5	1,5	2,5

Зададим значения весовых коэффициентов следующим образом. Так как внешние воздействующие факторы не предусмотрены, то для (9) $w_{kj} = w_{fg} = 0$. Поскольку испытательный стенд имитирует пять параметров БПЛА, оказывающих равнозначное влияние на результаты испытаний, то $w_x = 0,2$. С учётом исходных требований заказчика для (11): $w_3 = 0,2$; $w_t = 0,3$; $w_d = 0,25$; $w_s = 0,25$. На практике, если испытания проводятся впервые, могут возникнуть трудности с выбором значений весовых коэффициентов. В этом случае рекомендуется выбрать равнозначные их значения и выполнить корректировку на основе результатов испытаний в будущем.

В табл. 2 представлены результаты расчёта обобщенного показателя эффективности испытаний для трёх стратегий их проведения.

Таблица 2. Показатели эффективности испытаний

Стратегия	Значения показателей эффективности испытаний				
	Y_3	Y_t	Y_d	Y_s	$Y_{(4)}$
Стратегия 1 «Доработка стендов»	0,7	0,62	0,78	0,97	0,76
Стратегия 2 «Новый стенд»	0	0,5	1	0,98	0,65
Стратегия 3 «Соисполнитель»	0,29	0,67	0,84	0,97	0,71

Результаты расчёта показывают, что наиболее эффективной в условиях заданных параметров является стратегия 1 «Доработка стендов» ($Y_{(4)} = 0,76$). На практике возможно добавление дополнительных показателей эффективности испытаний, характеризующих процесс испытаний более детально – количество задействованного персонала, количество одновременно измеряемых параметров, трудоёмкость подготовительных работ и так далее. Таким образом, предложенные в статье показатели и методика оценки эффективности испытаний позволяют на этапе планирования и подготовки испытаний избрать наиболее правильную стратегию действий.

Библиографический список

1. Элементы теории испытаний и контроля технических систем / под ред. Р.М. Юсупова. Л.: Энергия, 1978. 192 с.
2. Рожков В.Н. Оценка качества испытаний на этапе проектирования и разработки авиационной техники // Качество. Инновации. Образование. 2018. № 2 (153). С. 16-22.
3. Подиновский В.В. Многокритериальные задачи принятия решений: теория и методы анализа: учебник для вузов. М.: Издательство Юрайт, 2024. 486 с.
4. Подиновский В.В., Ногин В.Д. Парето-оптимальные решения многокритериальных задач. М.: Физматлит, 2007. 256 с.
5. Шакиров В.А., Панкратьев П.С. Поддержка принятия решений на стадии предпроектных исследований на основе двухуровневого многокритериального анализа // Прикладная информатика. 2013. № 6 (48). С. 111-121.
6. ГОСТ 16504-81. Система государственных испытаний продукции. Испытания и контроль качества продукции. Основные термины и определения. М.: Стандартинформ, 2011. 24 с.

7. Кириллов А.В., Ситников В.В., Тучин А.Л. Автоматизация процесса тестирования бортовых систем беспилотных летательных аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 2. С. 14-27. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-14-27

8. ГОСТ 21964-76. Внешние воздействующие факторы. Номенклатура и характеристики. М.: Издательство стандартов, 1989. 32 с.

9. Кравченко Н.С., Ревинская О.Г. Методы обработки результатов измерений и оценки погрешностей в учебном лабораторном практикуме: учебное пособие. Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2011. 88 с.

10. Игонин Н.Н., Макаровский И.М., Киселев Д.Ю. Измерения функциональных параметров при испытаниях и эксплуатации авиационной техники. Самара: Изд-во СГАУ, 2014. 77 с.

11. ГОСТ Р 8.736-2011. Измерения прямые многократные. Методы обработки результатов измерений. Основные положения. М.: Стандартинформ, 2019. 26 с.

12. ГОСТ Р 50.2.038-2004. Измерения прямые однократные. Оценивание погрешностей и неопределённости результата измерений. М.: Стандартинформ, 2011. 11 с.

13. ГОСТ Р 54073-2010. Системы электроснабжения самолётов и вертолётот. Общие требования и нормы качества электроэнергии. М.: Стандартинформ, 2011. 38 с.

SELECTION OF PERFORMANCE INDICATORS FOR THE SYSTEM OF BENCH TESTS OF UNMANNED AERIAL VEHICLES

© 2025

M. A. Kovalev Doctor of Science (Engineering), Associate Professor, Professor of the Department of Aircraft Maintenance; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; kovalev.ma@ssau.ru

A. V. Kirillov Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Maintenance; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; aleksey.v.kirillov@ssau.ru

V. V. Sitnikov Postgraduate Student; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; freiker007@gmail.com

The issues of evaluating the effectiveness of the process of bench testing of unmanned aerial vehicles are considered. It is noted that the effectiveness of the tests can be assessed using four main indicators: economic efficiency, test duration, test reliability, and measurement accuracy. Mathematical expressions are proposed to determine the numerical value of each indicator. The issues of assessing the cost-effectiveness of testing unmanned aerial vehicles conducted at different stages of the product life cycle are considered. A methodology for evaluating the effectiveness of conducting ground tests based on multi-criteria analysis mechanisms is proposed. An example of calculating a generalized indicator of the effectiveness of testing the power supply system of an aircraft-type unmanned aerial vehicle when on-board electric power generators are operating under different loads is given.

Unmanned aerial vehicle; ground tests; test efficiency; test organization; performance indicators; multi-criteria analysis

Citation: Kovalev M.A., Kirillov A.V., Sitnikov V.V. Selection of performance indicators for the system of bench tests of unmanned aerial vehicles. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 2. P. 19-32. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-19-32

References

1. *Elementy teorii ispytaniy i kontrolya tekhnicheskikh sistem* [Elements of the theory of testing and control of technical systems / ed. by R.M. Yusupov] Leningrad: Energiya Publ., 1978. 192 p.
2. Rozhkov V.N. Test quality assessment at the stage of design and development of aviation equipment. *Quality. Innovation. Education*. 2018. No. 2 (153). P. 16-22. (In Russ.)
3. Podinovskiy V.V. *Mnogokriterial'nye zadachi prinyatiya resheniy: teoriya i metody analiza: uchebnyk dlya vuzov* [Multicriteria decision-making tasks: theory and methods of analysis: textbook for universities]. Moscow: Yurayt Publ., 2024. 486 p.
4. Podinovskiy V.V., Nogin V.D. *Pareto-optimal'nye resheniya mnogokriterial'nykh zadach* [Pareto-optimal solutions to multicriterion problems]. Moscow: Fizmatlit Publ., 2007. 256 p.
5. Shakirov V.A., Pankratiev P.S. Decision making support at the pre-feasibility study stage based on two level multi-attribute analysis. *Journal of Applied Informatics*. 2013. No. 6 (48). P. 111-121. (In Russ.)
6. GOST 16504-81. The state system of testing products. Product test and quality inspection. General terms and definitions. Moscow: Standartinform Publ., 2011. 24 p. (In Russ.)
7. Kirillov A.V., Sitnikov V.V., Tuchin A.L. Automation of the process of testing on-board systems of unmanned aerial vehicles. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 2. P. 14-27. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-14-27
8. GOST 21964-76. Environmental factors. Nomenclature and characteristics. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1989. 32 p. (In Russ.)
9. Kravchenko N.S., Revinskaya O.G. *Metody obrabotki rezul'tatov izmereniy i otsenki pogreshnostey v uchebnoy laboratornoy praktikume: uchebnoye posobie* [Methods of processing measurement results and error estimation in educational laboratory practice: textbook]. Tomsk: Tomsk Polytechnic University Publ., 2011. 88 p.
10. Igonin N.N., Makarovskiy I.M., Kiselev D.Yu. *Izmereniya funktsional'nykh parametrov pri ispytaniyakh i ekspluatatsii aviatsionnoy tekhniki* [Measurement of functional parameters during testing and operation of aviation equipment]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2014. 77 p.
11. GOST R 8.736-2011. Multiple direct measurements. Methods of measurement results processing. Main positions. Moscow: Standartinform Publ., 2019. 26 p. (In Russ.)
12. GOST R 50.2.038-2004. Direct single measurements. Estimation of errors and uncertainty of measurements result. Moscow: Standartinform Publ., 2011. 11 p. (In Russ.)
13. GOST R 54073-2010. Electric power supply systems of airplanes and helicopters. General requirements and norms of quality of electric energy. Moscow: Standartinform Publ., 2011. 38 p. (In Russ.)

МЕТОДИКА ПРОЕКТНОЙ ОЦЕНКИ ЛИНЕЙНОГО РАЗРЕШЕНИЯ НА МЕСТНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ С УЧЁТОМ НЕОПРЕДЕЛЁННЫХ ФАКТОРОВ ЭКСПЛУАТАЦИИ

© 2025

В. И. Куренков доктор технических наук, профессор кафедры космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
kvi.48@mail.ru

Е. А. Пупков старший преподаватель кафедры космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
zuce@mail.ru

Проведены исследования влияния на линейное разрешение на местности космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли следующих неопределённых факторов эксплуатации: отклонения от надира оптической оси аппаратуры наблюдения космического аппарата, длины волны в панхроматическом спектре и нормированной пространственной частоты оптических систем. Показано, что все эти факторы существенно влияют на показатель линейного разрешения на местности. Предложена методика проектной оценки линейного разрешения на местности с учётом неопределённых факторов эксплуатации, с помощью которой можно определять вероятностные показатели линейного разрешения на местности, а именно, вероятность получения линейного разрешения на местности не менее заданного значения, и значение линейного разрешения на местности с заданной вероятностной гарантией. Показано, что вид законов распределения входных величин существенно влияет на результирующие законы линейного разрешения на местности космического аппарата, полученные по расчётной зависимости. В области малых вероятностей худшие значения линейного разрешения на местности получаются при нормальных законах входных величин, а в области средних и больших вероятностей худшие значения – при равномерных распределениях. Показано, что значения линейного разрешения на местности у космических аппаратов с линзовой оптической системой лучше, чем с зеркальной оптической системой при прочих равных условиях. Для реальных оптических систем существуют ограничения по диапазону рабочих пространственных частот, пропускаемых оптической системой, которые приводят к тому, что линейное разрешение на местности не может быть лучше, чем пиксельное разрешение.

Космический аппарат; оптико-электронное наблюдение; линейное разрешение на местности; проектная оценка; неопределённые факторы эксплуатации; угол отклонения оптической оси от надира; длина волны панхроматического спектра; нормированная пространственная частота

Цитирование: Куренков В.И., Пупков Е.А. Методика проектной оценки линейного разрешения на местности космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли с учётом неопределённых факторов эксплуатации // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 2. С. 33-47. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-33-47

Введение

В процессе проектирования космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) основное внимание уделяется обеспечению заданных целевых показателей космической системы наблюдения. Одним из важнейших целевых показателей КА ДЗЗ является пространственное разрешение (линейное разрешение на местности – ЛРМ), которое зависит от характеристик самой аппаратуры наблюдения, от условий применения и от управления бортовыми системами КА.

К характеристикам аппаратуры наблюдения, существенно влияющим на ЛРМ, относятся тип оптической системы (линзовая, зеркальная), диаметр апертуры, фокусное расстояние, размер фотоприёмного элемента. К условиям применения относятся освещённость объектов наблюдения, их контрастные характеристики, балл облачности, степень прозрачности атмосферы, высота орбиты КА, угловое отклонение оптической оси от надира при съёмке. Важнейшими факторами управления бортовыми системами КА при проведении съёмки являются точность углового движения КА и его стабилизация для проведения съёмки без «смаза» изображения, степень расфокусировки, вибрация механических элементов и др.

В работах [1 – 8] представлены математические модели для проектной оценки ЛРМ КА ДЗЗ оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчётное значение ЛРМ, полученное по таким моделям, является детерминированной величиной, поскольку значение ЛРМ вычисляется, как правило, по средним или наилучшим значениям входных величин. Однако использование детерминированных моделей не может дать ответы на вопрос: «С какой вероятностью может быть обеспечено требуемое разрешение на местности?». Можно сформулировать вопрос иначе: «Какова вероятностная гарантия получения снимков с заданным линейным разрешением?». То есть возникает необходимость в определении линейного разрешения на местности КА ДЗЗ с учётом вероятностных характеристик отдельных параметров оптической системы и факторов эксплуатации.

На начальных этапах проектирования КА ДЗЗ рассматривают упрощённые модели для оценки ЛРМ. Влияние некоторых из упомянутых факторов учитывается с помощью коэффициента снижения ЛРМ (по аналогии с коэффициентом безопасности в расчётах на прочность), учитывающего снижение качества снимков в некоторых принятых (зачётных) условиях, причём, не самых благоприятных [6 – 8]. Этот коэффициент на практике принимается равным $k_{\text{ЛРМ}}=1,3...1,5$ и характеризует ухудшение ЛРМ по сравнению с ЛРМ, полученным в идеальных условиях съёмки и при идеальном управлении угловым движением космическим аппаратом.

При проектировании КА ДЗЗ пользуются также и другой характеристикой детальности наблюдения – геометрической проекцией пикселя на земную поверхность $L_{\text{Г}}$ (в английской транскрипции – *Ground Sampling Distance* – GSD) [6]. Отметим, что показатель GSD примерно равен ЛРМ, полученным в идеальных условиях съёмки и при идеальном управлении, а для получения ЛРМ в зачётных условиях следует показатель GSD умножить на коэффициент снижения ЛРМ $k_{\text{ЛРМ}}$.

В настоящее время большинство публикаций по ЛРМ посвящено исследованиям предельных возможности оптических систем КА ДЗЗ при съёмке в надира, тогда как большая часть снимков КА производится при отклонении оптической оси от надира, а это один из важнейших факторов, влияющих на ЛРМ. Другими важными факторами, влияющими на ЛРМ, является предельная частота, пропускаемая оптической системой на уровне порогового контраста, и связанная с ней нормированная пространственная частота, на которой и определяется расчётное значение ЛРМ. Ещё одним важным фактором, влияющими на ЛРМ, является длина световой волны, которая обычно усредняется для каждого спектрального диапазона фотоприёмных устройств, в то время как панхроматический спектр имеет довольно широкий диапазон частот. В общем случае все упомянутые выше факторы относятся к категории неопределённых, каждый из которых изменяется в своих пределах.

Цель данной статьи – разработка методики проектной оценки линейного разрешения на местности КА оптико-электронного наблюдения поверхности Земли с учётом неопределённых факторов эксплуатации, а именно, угла отклонения оптической оси

аппаратуры наблюдения от надира, среднего диапазона нормированной пространственной частоты оптической системы и длины волны панхроматического спектра.

Анализ неопределённых параметров в расчётной зависимости для оценки линейного разрешения на местности

В работах [3 – 8] представлена формула для проектной оценки линейного разрешения на местности $L_{\text{ЛРМ}}$ космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли при съёмке в надир в зависимости от рабочей длины световой волны (λ), диаметра апертуры оптической системы ($D_{\text{ГЗ}}$), высоты полёта космического аппарата ($H_{\text{КА}}$) и нормированной пространственной частоты, пропускаемой оптической системой наблюдения (ν_0)

$$L_{\text{ЛРМ}} = \frac{\lambda H_{\text{КА}}}{2 \nu_0 D_{\text{ГЗ}}}. \quad (1)$$

Рабочую длину световой волны оптической системы наблюдения λ обычно определяют как среднюю для рассматриваемого спектрального диапазона фотоприёмной аппаратуры. Однако в процессе проведения съёмок в зону захвата оптической системы могут попасть объекты наблюдения с различными спектральными характеристиками, от ультрафиолетового до инфракрасного спектра 0,38...0,8 мкм и более. В общем случае длина волны λ входящего потока изображений будет неопределённой, крайние значения которой будем считать соответствующими рассматриваемому спектральному диапазону.

В настоящее время большинство КА ДЗЗ функционируют на круговых или околокруговых солнечно-синхронных орбитах. Поэтому высоту полёта КА можно считать детерминированной величиной, поскольку высоты перигея и апогея орбиты отличаются незначительно. Будем принимать высоту орбиты средней (между минимальной и максимальной).

Формула (1), как упоминалось выше, справедлива для съёмки в надир. В процессе же целевого функционирования КА ось аппаратуры наблюдения отклоняется от надира и вместо высоты $H_{\text{КА}}$ в формуле (1) надо использовать дальность $L_{\text{КА}}$ от КА до объекта наблюдения с учётом отклонения оптической оси от надира. Расчётные зависимости для определения этой дальности обсуждаются далее более подробно.

Перейдём к анализу нормированной пространственной частоты ν_0 , пропускаемой оптической системой. Здесь уместно вспомнить, что при нулевом значении ν_0 частотно-контрастная характеристика близка к идеальной (единице), однако линейные размеры изображения будут настолько велики, что всё изображение будет либо светлым, либо тёмным, то есть нельзя различить отдельные детали. Да и формально нулевую частоту нельзя использовать, так как в расчётных зависимостях она находится в знаменателе. При съёмке на предельной частоте наблюдения, казалось бы, можно различить мелкие детали, однако в этом случае значения частотно-контрастной характеристики низкие и близки к пороговому контрасту [2]. То есть, изображение становится неконтрастным с неразличимыми деталями.

Для линзовых оптических систем для расчёта ЛРМ по формуле (1) обычно принимается значение нормированной пространственной частоты равной $\nu_0 = 0,5$, что соответствует математическому ожиданию отрезка нормированной частоты от нуля до единицы [3; 7]. Это связано с тем, что в линзовых системах отсутствует центральное

экранирование и частотно-контрастная характеристика (ЧКХ) при возрастании частоты плавно снижается с единицы до порогового контраста. Для зеркальных же систем с центральным экранированием (вторичным зеркалом) наблюдается искажение ЧКХ в среднем участке нормированной частоты [1; 3; 4]. Линейный участок изменения ЧКХ смещается от средних частот в сторону меньших частот, на которых и проводится большая часть съёмов. Поэтому при расчёте ЛРМ нормированную пространственную частоту ν_0 также смещают в сторону уменьшения. Например, при показателе экранирования 0,3 принимают $\nu_0 = 0,3 \pm 0,03$ [3].

Однако в процессе съёмов встречаются объекты наблюдения, геометрические параметры которых соответствуют как малой, так и предельной частотам, пропускаемых оптической системой. Поэтому будем считать, что нормированная пространственная частота в процессе объектовой съёмки является неопределённой величиной. Границы диапазона значений нормированной пространственной частоты для зеркальных оптических систем в работе [3] предложено брать от 0,27 до 0,33, но это для оценки среднего значения ЛРМ. Мы же будем рассматривать расширенный диапазон и примем его от 0,2 до 0,4 с тем же математическим ожиданием 0,30. Для линзовых оптических систем будем считать, что нормированная пространственная частота изменяется в пределах от 0,3 до 0,7 с математическим ожиданием 0,50.

Диаметр апертуры оптической системы определяется на начальных этапах формирования проектного облика КА ДЗЗ (или КА проектируется под имеющуюся в отрасли аппаратуру наблюдения). В наших исследованиях этот диаметр будем рассматривать как детерминированную величину.

Оценка линейного разрешения на местности с учётом отклонения оптической оси аппаратуры наблюдения от надира

Дальность от КА до объекта наблюдения $L_{КА}$ зависит от высоты полёта $H_{КА}$ КА и от угла отклонения оптической оси от надира μ , который в процессе съёмов постоянно меняется. Формула для определения дальности $L_{КА}$ с учётом кривизны поверхности Земли получена в [9]:

$$L_{КА} = (R_3 + H_{КА}) \cos \mu \pm \sqrt{(R_3 + H_{КА})^2 \cos^2 \mu - H_{КА} (2R_3 + H_{КА})}, \quad (2)$$

где R_3 – среднее значение радиуса Земли (6 371 км).

В этой формуле содержатся два знака плюс и минус, что соответствует двум вариантам решения задачи по определению дальности. Дело в том, что линия оптической оси КА или аппаратуры наблюдения пересекается с окружностью поверхность Земли (в её сечении через центр) в двух точках – на входе в поверхность Земли и на выходе, как это показано на рис. 1 слева.

На рисунке введены следующие обозначения: A , B и C – оптические оси (лучи) при различных углах отклонения КА от надира μ ; 1 и 2 – точки пересечения луча A с поверхностью Земли; 3 – точка касания луча B с поверхностью Земли.

Нас интересует только входящий луч (с меньшим расстоянием от КА до поверхности Земли), поэтому будем использовать в формуле только знак минус. Отметим, что при возрастании угла отклонения оптической оси КА от надира до определённого значения подкоренное выражение становится отрицательным, что говорит о том, что оптическая ось не пересекает поверхность Земли (луч C).

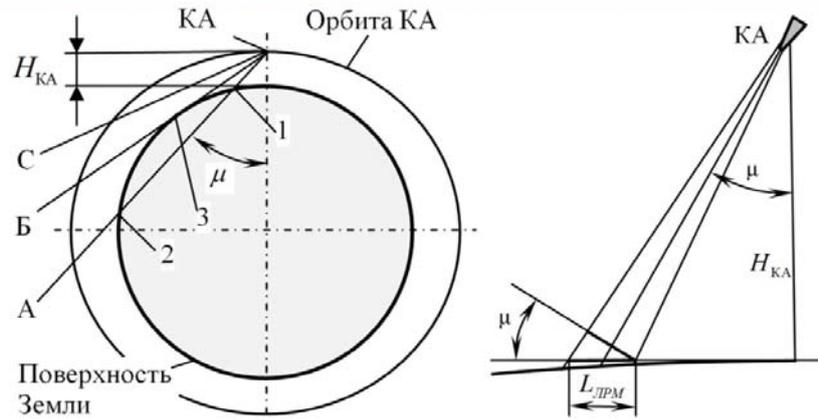


Рис. 1. Схемы для оценки дальности наблюдения и оценки линейного разрешения на местности с учётом отклонения оптической оси космического аппарата от надира

Кроме того, в расчётной зависимости для оценки ЛРМ надо учесть, что оптическая ось аппаратуры наблюдения наклонена к поверхности Земли под углом μ . Расчётная схема для оценки ЛРМ представлена на рис. 1 справа, где часть поверхности Земли в её сечении изображена утолщённой кривой линией. В первом приближении (без учёта влияния на ЛРМ члена второй малости от кривизны поверхности Земли) ЛРМ будет больше в $1/\cos \mu$, чем ЛРМ при съёмке в надир [9].

С учётом вышесказанного расчётная зависимость для оценки ЛРМ будет иметь следующий вид:

$$L_{\text{ЛРМ}} = \lambda \frac{(R_3 + H_{\text{КА}}) \cos \mu - \sqrt{(R_3 + H_{\text{КА}})^2 \cos^2 \mu - H_{\text{КА}} (2R_3 + H_{\text{КА}})}}{2 v_0 D_{\text{ГЗ}} \cos \mu}. \quad (3)$$

Угол отклонения оптической оси от надира μ постоянно меняется в процессе объектовой съёмки в зависимости от выбранного маршрута. На этапе же проектирования КА этот угол считается неопределённой величиной. Диапазон изменения этого угла примем от нуля до максимального μ_{max} , который для различных типов КА ДЗЗ составляет 40, 45, а иногда и 60 градусов. Направление же плоскости отклонения оптической оси КА от надира (угол азимута ω) также может быть произвольным по отношению к направлению орбитального движения КА, то есть этот фактор считается также неопределённым и изменяющимся по углу от 0 до 2π (или от минус π до плюс π). Однако угол азимута ω не влияет на значение ЛРМ и мы этот фактор исключим из дальнейшего анализа.

Постановка задачи оценки влияния неопределённых факторов на линейное разрешение на местности

В общем случае характеристики неопределённых факторов, которые обсуждались для анализа линейного разрешения на местности, мало изучены и, по-видимому, относятся к неопределённым факторам нестохастической природы. Однако исследовать такие факторы, не имея опытных данных, не представляется возможным. Поэтому в данном исследовании примем допущение, что рассматриваемые факторы вероятностные. Тем более, что методы обработки данных с вероятностными функциями и функциями принадлежности схожи.

Влияние неопределённых факторов на линейное разрешение на местности существенно зависит от вида функций плотности вероятности входных случайных величин. Поскольку функции распределения тех или иных факторов заранее неизвестны, то, как бы добавляется ещё и неопределённость видов функции распределения тех или иных факторов (равномерное, нормальное, экспоненциальное распределения и др.). На первый взгляд может показаться, что задача не имеет решения, однако задачу исследования можно сформулировать иначе.

Необходимо сначала исследовать влияние разных видов функций распределения случайных величин в соответствующих диапазонах изменения для отдельных факторов и при различных сочетания распределений по отдельным факторам. Затем необходимо выбрать такие сочетания функций распределения входных величин, при которых распределение ЛРМ было бы наихудшим. Тем самым мы будем оценивать ЛРМ как бы с некоторым запасом (из-за незнания видов функций распределения неопределённых факторов).

Для решения поставленной задачи необходимо использовать методы статистической динамики. Постановка задачи статистической динамики первого типа заключается в следующем. Даны функции распределения (или плотности распределения) входных параметров системы (μ , ν_0 , λ). Дана детерминированная функциональная зависимость выходных параметров системы от входных. В нашем случае это функция (3). Необходимо определить функцию распределения (или плотность распределения) выходного параметра системы ($L_{\text{ЛРМ}}$).

В частном случае может быть поставлена и решена более простая задача статистической динамики, а именно, даны математические ожидания и дисперсии входных величин, дана функция связи. Необходимо определить математическое ожидание и дисперсию линейного разрешения на местности.

Отметим, что аналитически определить закон распределения результирующей случайной величины по заданным законам входных величин не всегда просто, а иногда и невозможно. Если входные случайные величины подчиняются нормальному закону распределения, то закон распределения выходной величины будет нормальным только в случае, если оператор связи будет иметь простую структуру, например, в виде суммы или разности входных величин. Если же функциональная зависимость будет сложной, то выходная величина не будет подчиняться нормальному закону.

Для входных величин, подчиняющихся законам распределения, отличающимся от нормальных законов, ситуация с определением результирующего закона распределения будет ещё сложнее. Дело в том, что, с одной стороны, если входных случайных величин достаточно много и среди них нет преобладающих, то результирующий закон стремится к нормальному. Это объясняется одной из центральных предельных теорем теории вероятностей. С другой стороны, сложность оператора связи является причиной отклонения закона распределения выходной случайной величины от нормального закона.

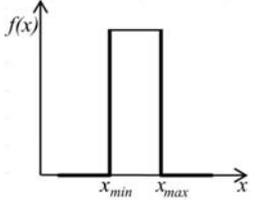
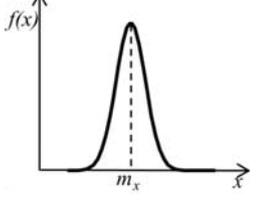
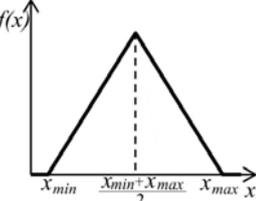
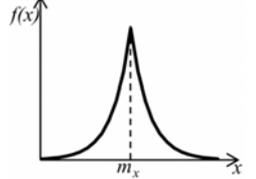
Для решения задач статистической динамики можно использовать как аналитические методы, например, метод линеаризации, так и метод статистических испытаний. Однако метод линеаризации приводит к ошибкам, связанным с отклонением исследуемой функции от линейной. В нашем случае зависимость (3) существенно отличается от линейной. Использование же нелинейных членов разложения в ряд функции для расчёта ЛРМ приводит к трудностям, связанным с появлением довольно сложных математических зависимостей. Поэтому в данном исследовании для решения задач статистической динамики будем использовать метод статистических испытаний, который применим как для простых, так и для сложных операторов связи между входными и выходной случайными величинами.

Оценка вероятностных характеристик линейного разрешения на местности методом статистических испытаний

Суть статистических испытаний заключается в том, что в компьютерную программу (в нашем случае в систему Mathcad) вводят числовые характеристики (математического ожидания и дисперсии) случайных величин входных параметров (λ , v_0 , μ), а также детерминированных величин, входящих в расчётную зависимость (3), и организуют цикл для определения случайных реализаций входных параметров с заданными законами распределения. С этими реализациями на каждом шаге цикла выполняют действия, предусмотренные функциональной зависимостью (3). В результате получают реализацию выходного параметра системы (ЛРМ). Набрав необходимое количество таких реализаций (согласно требуемой точности), строят функцию распределения (и плотности распределения) выходного параметра (ЛРМ). При необходимости определяют числовые характеристики (моменты) ЛРМ.

Используемые функции плотности распределения входных случайных величин. Для определения наилучшей оценки значений ЛРМ в рамках данной работы были рассмотрены четыре варианта распределений входных величин: равномерный, нормальный, Симпсона и Лапласа, графики и математические выражения которых представлены в табл. 1. Кроме того, исследовалось влияние сочетаний этих распределений для различных входных величин на величину ЛРМ.

Табл. 1. Функции плотностей распределения входных случайных величин

№ п/п	Наименование	График	Математическое описание
1.	Равномерный закон распределения		$f(x) = \begin{cases} 0, & \text{если } x < x_{\min}; \\ \frac{1}{x_{\max} - x_{\min}}, & \text{если } x_{\min} \leq x \leq x_{\max}; \\ 0, & \text{если } x > x_{\max}. \end{cases}$
2.	Нормальный закон распределения		$f(x) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{(x - m_x)^2}{2\sigma^2}\right)$
3.	Закон Симпсона		$f(x) = \begin{cases} 0, & \text{если } x < x_{\min}; \\ \frac{x - x_{\min}}{(x_{\max} - x_{\min})^2}, & \text{если } x_{\min} \leq x < \frac{x_{\min} + x_{\max}}{2}; \\ -\frac{x - x_{\max}}{(x_{\max} - x_{\min})^2}, & \text{если } \frac{x_{\min} + x_{\max}}{2} \leq x \leq x_{\max}; \\ 0, & \text{если } x > x_{\max}. \end{cases}$
4.	Закон Лапласа		$f(x) = \frac{\lambda}{2} \exp(-\lambda x - m_x)$

Методы моделирования случайных величин известны. Случайные реализации равномерного распределения и закона Симпсона моделируются в интервале от минимальных до максимальных значений. Для нормального закона и закона Лапласа необходимо использовать усечённые распределения случайных величин. Для этого надо ограничиться диапазоном изменения значений факторов таким образом, чтобы ошибка по условию нормировки не превышала заданного значения. Ошибка от усечения нормального закона была принята на уровне 0,3%, что соответствует доверительной вероятности 99,7% попадания значений случайной величины в диапазон плюс-минус трёх значений среднеквадратического отклонения.

Оценка потребного количества статистических испытаний. Точность моделирования определяется двумя составляющими. Первая составляющая точности определяется назначением границ варьирования и условиями нормировки. Этот вопрос был рассмотрен выше. Вторая составляющая точности зависит от количества статистических испытаний и от вида закона распределения (равномерный, экспоненциальный, нормальный и др.), а также и от того, какие числовые характеристики случайной величины моделируются (математическое ожидание, дисперсия, границы доверительных интервалов и др.).

Точность моделирования определяется доверительным интервалом (или его половиной со знаком плюс-минус) при заданной доверительной вероятности. Например, если моделируется математическое ожидание выходного параметра (в нашем случае ЛРМ), то при большом количестве статистических испытаний ($n > 30$) для оценки доверительного интервала (точности ε) используют выражение [10]:

$$\left| m_{\xi} - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \xi_i \right| \leq u_{\frac{1+\gamma}{2}} \frac{\sigma_x}{\sqrt{n}}, \quad (4)$$

где m_{ξ} – математическое ожидание моделируемой случайной величины; ξ_i – реализация моделируемой случайной величины; σ_x – среднеквадратическое отклонение случайной величины; $u_{(1+\gamma)/2}$ – квантиль нормированного нормального распределения для доверительной вероятности γ .

Если доверительную вероятность принять исходя из правила «трёх сигм», что соответствует вероятности 0,997, то квантиль будет равным $u_{(1+0,997)/2} = 3,0$.

Из уравнения (4), заменяя среднеквадратическое отклонение случайной величины σ_x его статистической оценкой $\hat{\sigma}_x$, получаем выражение

$$n \geq \left(\frac{u_{(1+\gamma)/2} \hat{\sigma}_x}{\varepsilon} \right)^2 \quad \text{или} \quad n \geq \left(\frac{u_{(1+\gamma)/2}}{\bar{\varepsilon}} \right)^2, \quad (5)$$

где ε и $\bar{\varepsilon} = \varepsilon / \hat{\sigma}_x$ – ошибка и относительная ошибка соответственно.

По этой зависимости можно определить потребное количество статистических испытаний, уточняя параметр $\hat{\sigma}_x$ методом последовательных приближений.

В табл. 2 в качестве примера приведено необходимое количество статистических испытаний для обеспечения заданной относительной точности при доверительной вероятности 0,997 и оценке среднеквадратического отклонения ЛРМ, равной 0,001 м.

Табл. 2. Влияние заданной точности на количество статистических испытаний

Точность моделирования, $\bar{\epsilon}$	0,1	0,05	0,03	0,02	0,01	0,005
Количество испытаний, n	900	3600	10000	22500	90000	360000

Количество статистических испытаний по каждой входной величине, исходя из относительной ошибки в 5%, можно было бы выбрать равным 3 600. Но в нашем случае количество входных величин равно трём. Поэтому в настоящем исследовании было принято проводить не менее 10 000 статистических испытаний.

Существует и другой способ оценки точности моделирования, основанный непосредственно на обработке результатов статистических испытаний. Но этот способ будет рассмотрен ниже.

Этапы реализации методики оценки линейного разрешения на местности методом статистических испытаний представлены ниже.

1. Выбирается детерминированная математическая зависимость для расчёта ЛРМ исходя из входных параметров (в нашем случае зависимость (3)).

2. Проводится анализ этой зависимости на предмет выявления случайных входных параметров.

3. Выбираются виды и параметры распределения случайных факторов, определяются границы их варьирования и подсчитываются числовые характеристики (математическое ожидание и дисперсия) из условий нормировки и заданной точности расчётов.

4. Назначается необходимое количество статистических испытаний, исходя из требуемой точности оценок.

5. В какой-либо математической системе (или в среде программирования) организуются циклы статистических расчётов, включающие следующие действия:

5.1. Генерируется необходимое количество реализаций случайных значений входных параметров с заданными законами распределения.

5.2. Рассчитываются по зависимости (3) реализации значений линейного разрешения на местности для полученных в пункте 5.1 случайных реализаций входных параметров.

6. Полученные реализации значений ЛРМ накапливаются в массиве данных (формируется массив) для последующей статистической обработки.

7. Строятся функции распределения ЛРМ, определяются их числовые характеристики.

8. Проводится статистический анализ полученного закона распределения. При необходимости выбирается подходящий аналитический закон распределения ЛРМ и проверяется гипотеза о непротиворечивости этому закону. Если гипотеза не принимается, то делается вывод, что полученный эмпирический закон является оригинальным.

9. Поскольку функция распределения $F(x)$ представляет собой вероятность того, что случайная величина x примет значение меньшее, чем некоторое заданное значение X , то есть, $F(x) = P(x \leq X)$, то применительно к линейному разрешению на местности с помощью функции распределения можно определить два вероятностных показателя:

- вероятность получения линейного разрешения на местности не менее заданного;
- значение ЛРМ с заданной вероятностной гарантией.

10. Проводится анализ результатов и выработка предложений с целью выявления значимых и незначимых факторов (какие можно не учитывать) или с целью расширения ограничений по входным величинам.

Примеры вероятностных расчётов линейного разрешения на местности. Рассмотрим моделирование ЛРМ в системе Mathcad на примере трёх КА ДЗЗ.

КА ДЗЗ типа «Ресурс-П» (Россия) имеет линзовую оптическую систему с диаметром 0,5 м, высота круговой орбиты 483 км. Диапазоны варьирования параметров выбраны следующие: $\nu_0 = 0,30 \dots 0,70$; $\lambda = 0,38 \dots 0,80$ мкм; $\mu = 0 \dots 45^\circ$.

КА ДЗЗ типа «WorldView-4» (США) имеет зеркальную оптическую систему с центральным экранированием, диаметр главного зеркала 1,1 м. Средняя высота солнечно-синхронной орбиты составляет 617 км. Диапазоны варьирования параметров следующие: $\nu_0 = 0,20 \dots 0,40$; $\lambda = 0,38 \dots 0,80$ мкм; $\mu = 0 \dots 45^\circ$.

Модельный КА ДЗЗ с зеркальной оптической системой и центральным экранированием, диаметр главного зеркала 1,5 м. Средняя высота солнечно-синхронной орбиты составляет 730 км. Диапазоны варьирования параметров такие же, как и у КА ДЗЗ типа «WorldView-4»: $\nu_0 = 0,20 \dots 0,40$; $\lambda = 0,38 \dots 0,80$ мкм; $\mu = 0 \dots 45^\circ$.

В результате статистического моделирования были рассчитаны и построены функции плотности распределения и функции распределения ЛРМ для различных КА ДЗЗ и для различных законов распределения, а также для различных сочетаний законов распределения входных случайных величин. Некоторые результаты расчётов представлены на рис. 2 в виде графиков функции плотности распределения и функций распределения линейного разрешения на местности.

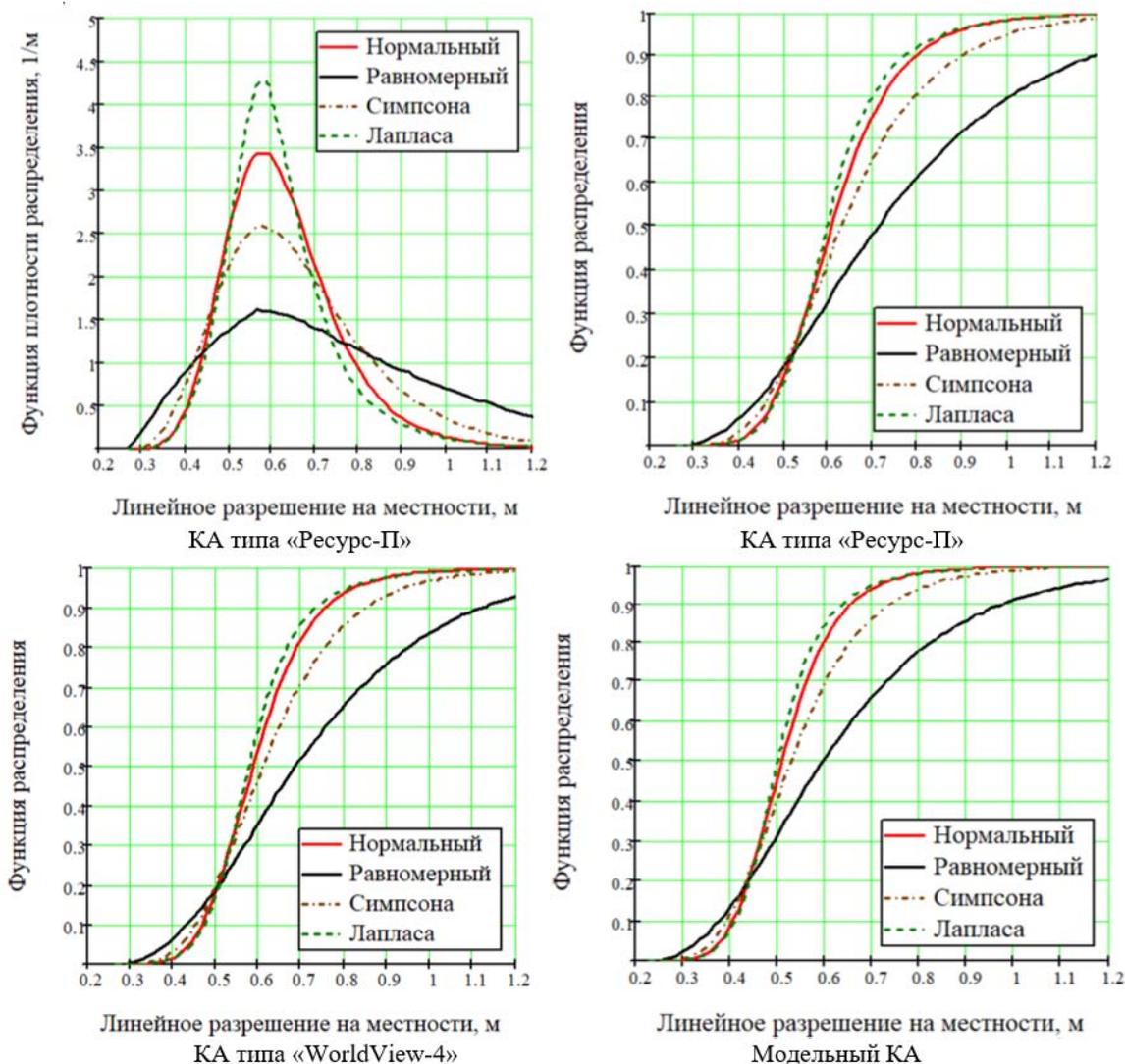


Рис. 2. Графики функции плотности распределения и функций распределения для различных законов распределения входных случайных величин

В верхней части рисунка представлены графики функций плотности распределения (слева) и функции распределения ЛРМ (справа), рассчитанные для КА типа «Ресурс-П». В нижней части рисунка представлены графики функций распределения, рассчитанные для КА типа «WorldView-4» (слева) и модельного КА (справа).

На графиках показаны результаты четырёх серий расчётов для различных законов распределения входных величин: нормального, равномерного, Симпсона и Лапласа. В каждой серии расчётов все входные величины подчинялись одному и тому же закону распределения.

Обсуждение результатов

Анализируя форму графиков плотности распределения ЛРМ для КА ДЗЗ типа «Ресурс-П», видим, что они несимметричны, что свидетельствует о том, что результирующие законы распределения отличаются от нормальных законов. Это утверждение справедливо и для функции плотности ЛРМ, входные величины которой подчиняются нормальным законам распределения. Последнее обстоятельство можно объяснить тем, что, как упоминалось, функциональная зависимость для оценки ЛРМ существенно отличается от линейной. Для других КА функции плотности распределения ЛРМ также отличаются от нормальных законов (на рисунке не показаны).

Анализ функций распределения ЛРМ для КА типа «Ресурс-П» без учёта ограничений показывает, что вероятность получения ЛРМ менее 0,7 м (заявленные значения) составляет от 0,66 до 0,95 для различных законов распределения входных величин. На уровне вероятности 0,5 линейное разрешение на местности могло бы составлять от 0,51 до 0,60 также для различных законов распределения входных величин. С небольшой вероятностью (0,1) существует теоретическая возможность получения ЛРМ на уровне 0,44...0,48 м.

Однако для реальных оптических систем существуют ограничения по диапазону рабочих пространственных частот, пропускаемых оптической системой, и соответственно, по нормированной частоте ν_0 . Эти ограничения определяются так называемой частотой Найквиста [1; 3; 5], в соответствии с которой выбираются размеры элементарных фотоприёмников изображения. Другими словами, ЛРМ не может быть лучше, чем пиксельное разрешение (GSD). Например, для КА типа «Ресурс-П» размер фотоприёмного элемента составляет 6 мкм при фокусном расстоянии 4 м, что с учётом высоты орбиты 483 км ограничивает ЛРМ пиксельным разрешением 0,712 м.

Заявленные значения ЛРМ (0,31 м) достигаются у КА типа «WorldView-4» при очень малой вероятности (порядка 0,01), по-видимому, в идеальных условиях при съёмке в надир. На уровне вероятности 0,5 линейное разрешение на местности составляет от 0,58 до 0,69 для различных законов распределения входных величин. Поскольку размер фотоприёмного элемента составляет 8 мкм при фокусном расстоянии 16 м, то ограничение ЛРМ соответствует пиксельному разрешению 0,308 м.

При сравнении графиков функций распределения ЛРМ КА типа «Ресурс-П» и КА типа WorldView-4» выявляются, казалось бы, парадоксальные результаты, а именно, линейное разрешение на местности у КА типа ДЗЗ «Ресурс-П» при вероятностях $> 0,5$ в среднем не на много хуже, чем ЛРМ у КА ДЗЗ типа «WorldView-4», несмотря на то, что диаметры апертур оптической системы отличаются более чем в два раза. Однако этому есть объяснение. Во-первых, высота орбиты КА ДЗЗ «Ресурс-П» примерно в 1,3 раза ниже, чем у КА ДЗЗ «WorldView-4». Во-вторых, среднее значение нормированной пространственной частоты у КА ДЗЗ «Ресурс-П» из-за отсутствия центрального экранирования примерно в 1,6 раза выше, чем у КА ДЗЗ «WorldView-4».

Средние значения ЛРМ у модельного КА ДЗЗ с диаметром главного зеркала (ГЗ) 1,5 м несколько выше, чем у КА «WorldView-4» с диаметром ГЗ 1,1 м. На уровне вероятности 0,5 у модельного КА ЛРМ составляет 0,50...0,60 м для различных законов распределения входных величин, а для КА ДЗЗ типа «WorldView-4» 0,57...0,70 м. Небольшое отличие в ЛРМ объясняется тем, что орбита модельного КА примерно в 1,18 раза выше орбиты КА ДЗЗ «WorldView-4». У модельного КА ЛРМ менее 0,3 м достигается с вероятностью 0,1, а у КА ДЗЗ «WorldView-4» – с вероятностью 0,01. Размер фотоприёмного элемента составляет 9 мкм, при фокусном расстоянии 20 м даёт ограничение ЛРМ, соответствующее пиксельному разрешению 0,328 м.

Перейдём к анализу влияния различных законов распределения входных величин на ЛРМ в различных вероятностных частях графиков функций распределений.

Анализируя функции распределения ЛРМ для всех КА, приходим к выводу, что вид законов распределения входных величин существенно влияет на результирующие законы ЛРМ для всех КА ДЗЗ. В области малых вероятностей ($< 0,2$) худшие значения ЛРМ получаются при нормальных законах и распределениях Лапласа входных величин, а в области средних и больших вероятностей ($> 0,2$) худшие значения ЛРМ получаются при входных случайных величинах, подчиняющихся равномерным распределениям. Таким образом, при моделировании рекомендуется в области малых вероятностей ($< 0,2$) функций распределения ЛРМ пользоваться нормальными законами распределения входных величин, а в области средних и больших вероятностей ($> 0,2$) – равномерными распределениями входных величин.

Анализ точности моделирования линейного разрешения на местности по результатам статистических испытаний. Наглядным инструментом анализа точности могут служить графики зависимости исследуемой случайной величины от количества статистических испытаний. На рис. 3 представлен график влияния числа статистических испытаний на точность оценки математического ожидания ЛРМ КА типа «Ресурс-П». Расчёты производились для заданных значений числа испытаний (100, 300, 1000, 3000, 10 000, 30 000 и 100 000). Причём при каждом новом варианте расчётов при случайных значениях входных величин получались значения ЛРМ, отличающиеся между собой. Из рисунка видно, что уже при количестве испытаний 10 000 получена требуемая точность математического ожидания.

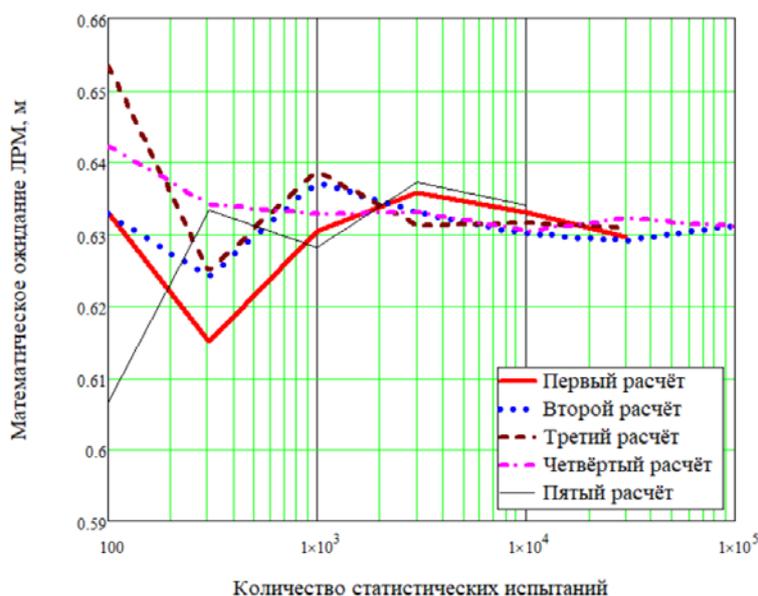


Рис. 3. Влияние количества и серии статистических испытаний на точность моделирования линейного разрешения на местности космического аппарата типа «Ресурс-П»

Заключение

Проведены исследования влияния на линейное разрешение на местности космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли следующих неопределённых факторов эксплуатации: отклонения от надира оптической оси аппаратуры наблюдения КА, длины волны в панхроматическом спектре и нормированной пространственной частоты оптических систем. Показано, что все эти факторы существенно влияют на показатель линейного разрешения на местности.

Предложена методика проектной оценки линейного разрешения на местности КА оптико-электронного наблюдения поверхности Земли с учётом неопределённых факторов эксплуатации, с помощью которой можно определять вероятностные показатели ЛРМ, а именно, вероятность получения линейного разрешения на местности не менее заданного значения, и значение ЛРМ с заданной вероятностной гарантией. Для реальных оптических систем существуют ограничения по диапазону рабочих пространственных частот, пропускаемых оптической системой, которые приводят к тому, что ЛРМ не может быть лучше, чем пиксельное разрешение (GSD).

Показано, что вид законов распределения входных величин существенно влияет на результирующие законы ЛРМ для всех КА ДЗЗ. В области малых вероятностей худшие значения ЛРМ получаются при нормальных законах и распределениях Лапласа входных величин, а в области средних и больших вероятностей худшие значения ЛРМ получаются при входных случайных величинах, подчиняющихся равномерным распределениям.

Показано, что заявленные значения ЛРМ у КА типа «Ресурс-П» выполняются с большой вероятностной гарантией, а у КА ДЗЗ типа «WorldView-4» – с очень низкой. ЛРМ у КА типа «Ресурс-П» в среднем не на много хуже, чем ЛРМ у КА ДЗЗ «WorldView-4», несмотря на то, что апертуры оптических систем отличаются более чем в два раза. Это обстоятельство связано с различными типами оптических систем и высотами полёта КА.

Библиографический список

1. Проектирование оптических систем / под ред. Р. Шеннона, Дж. Вайанта. М.: Мир, 1983. 430 с.
2. Соллогуб А.В., Аншаков Г.П., Данилов В.В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли: математические модели повышения эффективности КА. М.: Машиностроение, 1993. 368 с.
3. Маламед Е.Р. Конструирование оптических приборов космического базирования: уч. пособие. СПб: Санкт-Петербургский институт точной механики и оптики (технический ун-т), 2002. 291 с.
4. Занин К.А. Методы проектирования оптико-электронных комплексов космических аппаратов // В кн.: «Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований». Т. 1. М.: МАИ-Принт, 2013. С. 261-335.
5. Бакланов А.И., Ключников М.В. Возможности модернизации космического комплекса на базе КА «Аист-2» // Сб. материалов IV Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (IV Козловские чтения) (14-18 сентября 2015 г., Самара). Т. 1. Самара: СамНЦ РАН, 2015. С. 303-310.
6. Замечания АО «РКЦ «Прогресс» к статье «О предельном инструментальном разрешении космического аппарата «Ресурс-П» (№№ 1, 2, 3)» автора К.Н. Свиридова (журнал «Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы»). 2017.

Т. 4, вып. 2. С. 20-28) // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2018. Т. 5, № 1. С. 48-51. DOI: 10.30894/issn2409-0239.2018.5.1.48.51

7. Куренков В.И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика: учеб. пособие. Самара: Издательство Самарского университета, 2020. 461 с.

8. Куренков В.И., Фёдоров В.М., Пупков Е.А., Каменский В.В. Методика оценки параметров оптико-электронных телескопических комплексов космического назначения по заданному пространственному разрешению // Сб. материалов VII Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (VII Козловские чтения) (31 сентября, 2021 г., Самара). Т. 1. Самара: СамНЦ РАН. 2021. С. 45-54.

9. Куренков В.И., Салмин В.В., Абрамов Б.А. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета, 2006. 296 с.

10. Ермаков С.М., Михайлов Г.А. Статистическое моделирование. М.: Наука, 1982. 296 с.

METHODOLOGY FOR DESIGN ASSESSMENT OF TERRAIN LINEAR RESOLUTION OF OPTICAL-ELECTRONIC EARTH SURFACE OBSERVATION SPACECRAFT TAKING INTO ACCOUNT UNCERTAIN OPERATIONAL FACTORS

© 2025

V. I. Kurenkov Doctor of Science (Engineering), Professor, Department of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation; kvi.48@mail.ru
E. A. Pupkov Senior Lecturer;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation; zuce@mail.ru

Studies have been conducted on the influence of the following uncertain operational factors on the linear resolution of spacecraft for optical-electronic observation of the Earth's surface: deviations from the nadir of the optical axis of the spacecraft observation equipment, the wavelength in the panchromatic spectrum, and the normalized spatial frequency of optical systems. It is shown that all these factors significantly affect the terrain linear resolution index. A methodology is proposed for design assessment of terrain linear resolution, taking into account uncertain operational factors that can be used to determine the probabilistic indicators of terrain linear resolution, namely, the probability of obtaining terrain linear resolution of not less than a given value, and the value of terrain linear resolution with a given probabilistic guarantee. It is shown that the type of distribution laws of the input quantities significantly affects the resulting laws of spacecraft terrain linear resolution, obtained by calculated dependence. In the area of small probabilities, the worst values of terrain linear resolution are obtained under the normal laws of input values, and in the area of medium and high probabilities, the worst values are obtained with uniform distributions. It is shown that the values of terrain linear resolution for spacecraft with a lens optical system are better than those with a mirror optical system, all other things being equal. For real optical systems, there are limitations on the range of operating spatial frequencies transmitted by the optical system that lead to the fact that the terrain linear resolution cannot be better than pixel resolution.

Spacecraft; optoelectronic observation; terrain linear resolution; design assessment; uncertain operational factors; angle of deviation of the optical axis from the nadir; wavelength of the panchromatic spectrum; normalized spatial frequency

Citation: Kurenkov V.I., Pupkov E.A. Methodology for design assessment of terrain linear resolution of optical-electronic Earth surface observation spacecraft taking into account uncertain operational factors. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 2. P. 33-47. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-33-47

References

1. Applied optics and optical engineering / ed. by R. Shannon, J. Wyant. New York: Academic Press, 1980. 407 p.
2. Sollogub A.V., Anshakov G.P., Danilov V.V. *Kosmicheskie apparaty sistem zondirovaniya poverkhnosti Zemli: matematicheskie modeli povysheniya effektivnosti KA* [Spacecraft of Earth surface sensing systems: Mathematical models for increasing the efficiency of spacecraft]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1993. 368 p.
3. Malamed E.R. *Konstruirovaniye opticheskikh priborov kosmicheskogo bazirovaniya: uch. posobie* [Designing of space-based optical sensors]. Saint-Petersburg: ITMO University, 2002. 291 p.
4. Zanin K.A. *Metody proektirovaniya optiko-elektronnykh kompleksov kosmicheskikh apparatov. V kn.: «Proektirovaniye Avtomaticheskikh Kosmicheskikh Apparatov Dlya Fundamental'nykh Nauchnykh Issledovaniy»*. V. 1. Moscow: MAI-Print Publ., 2013. P. 260-335. (In Russ.)
5. Baklanov A.I., Klyushnikov M.V. Improvement possibilities of «AIST-2»-based space complex. *Proceedings of the IV Russian Scientific and Technical Conference «Actual Problems of Rocket and Space Engineering» (IV Kozlov Readings) (September, 14-18, 2015, Samara)*. V. 1. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2015. P. 303-310. (In Russ.)
6. Comments of JSC SRC Progress to the article «Limiting instrumental resolution of the Resurs-P spacecraft (No. 1, 2, 3)» by K.N. Sviridov (journal «Rocket-Space Device Engineering and Information Systems», 2017, Vol. 4, Iss. 2, pp. 20-28). *Rocket and Space Instrumentation and Information Systems*. 2018. V. 5, no. 1. P. 48-51. (In Russ.). DOI: 10.30894/issn2409-0239.2018.5.1.48.51
7. Kurenkov V.I. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov optiko-elektronnogo nablyudeniya poverkhnosti Zemli. Raschet osnovnykh kharakteristik i formirovaniye proektnogo oblika: ucheb. posobie* [Fundamentals of the design of spacecraft for optoelectronic observation of the Earth's surface. Calculation of the main characteristics and conceptual design: textbook]. Samara: Samara University Publ., 2020. 461 p.
8. Kurenkov V.I., Fedorov V.M., Pupkov Y.A., Kamensky A.V. The method of assessing the parameters of optical-electronic telescopic complexes of space use at a given spatial resolution. *Proceedings of the VII Russian Scientific and Technical Conference «Actual Problems of Rocket and Space Engineering» (VII Kozlov Readings) (August, 31, 2021, Samara)*. V. 1. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2021. P. 45-54. (In Russ.)
9. Kurenkov V.I., Salmin V.V., Abramov B.A. *Osnovy ustroystva i modelirovaniya tselevogo funktsionirovaniya kosmicheskikh apparatov nablyudeniya: uch. posobie* [Basics of arrangement and modeling of target functioning of observation spacecraft]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2006. 296 p.
10. Ermakov S.M., Mikhaylov G.A. *Statisticheskoe modelirovaniye* [Statistical modeling]. Moscow: Nauka Publ., 1982. 296 p.

МЕТОДИКА РАСЧЁТА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМАХ АВТОРОТАЦИИ

© 2025

- И. А. Лещенко** доктор технических наук, старший научный сотрудник, начальник бригады термодинамики; ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск; igor.leshchenko@thermogte.ru
- М. В. Рожкова** аспирант кафедры «Теория воздушно-реактивных двигателей»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); rozhkovamv@mai.ru
- А. А. Тармаев** кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры «Теория воздушно-реактивных двигателей»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); t38_69@mail.ru
- В. В. Донских** директор Центра обеспечения информационной безопасности, старший преподаватель кафедры «Авиационно-космическая теплотехника»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); vic@mai.ru

Обеспечение возможности повторного запуска двигателя в полёте является важным сертификационным требованием, применяемым к силовым установкам пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов, направленным на обеспечение безопасности полётов с заданным уровнем технических характеристик. При этом перед проведением стендовых и лётных испытаний важно выполнить предварительный анализ и оценку параметров газотурбинного двигателя на пусковых и авторотационных режимах. В работе предложена методика расчёта режимов авторотации газотурбинных двигателей, основанная на использовании аналитических и численных методов. Для расчёта характеристик турбомашин на околонулевых режимах работы использован программный комплекс Numeca Fine/Turbo. Решение системы нелинейных алгебраических уравнений при расчёте пусковых и авторотационных режимов выполнено при использовании комбинированного метода Ньютона-Нелдера-Мида. Применение методики продемонстрировано на примере двухвального турбореактивного двухконтурного двигателя со смешением потоков.

Газотурбинный двигатель; осевой компрессор; осевая турбина; авторотация; вычислительная газовая динамика

Цитирование: Лещенко И.А., Рожкова М.В., Тармаев А.А., Донских В.В. Методика расчёта газотурбинных двигателей на режимах авторотации // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 2. С. 48-60. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-48-60

Введение

Одним из важнейших требований, предъявляемых к авиационным газотурбинным двигателям (ГТД), является обеспечение возможности его повторного запуска после самовыключения или преднамеренного выключения в полёте [1; 2]. Самовыключение ГТД в полёте может произойти вследствие неустойчивого горения топлива и срыва фронта пламени в камере сгорания (КС), несоблюдения экипажем руководства по лётной эксплуатации самолёта (резкое изменение режима работы двигателя перемещением рычага управления двигателем, встречная приёмистость на большой высоте при малых числах Маха полёта), помпажа компрессора и др. [3; 4]. Запуск двигателя в полёте может быть выполнен с режима авторотации, когда вращение ротора двигателя с установившейся частотой вращения происходит лишь за счёт скоростного напора набегающе-

го потока воздуха. В пилотируемых летательных аппаратах также используются пусковые устройства для дополнительной раскрутки ротора при невозможности достижения частоты вращения авторотации, на которой возможен повторный розжиг топливно-воздушной смеси в КС. Для беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) в случае невозможности повторного запуска ГТД в полёте должна быть обеспечена возможность выполнения управляемого снижения и осуществления вынужденной посадки при работе ГТД на режимах авторотации [2]. Поэтому крайне важной задачей является определение параметров двигателя на режимах авторотации, в особенности величины мощности, которую можно отобрать от ротора высокого давления, что позволит выполнить предварительную оценку возможности обеспечения работы гидравлической системы управления механизацией БПЛА. Исследование режимов авторотации также важно для летательных аппаратов больших скоростей полёта и комбинированных силовых установок (КСУ), выбор параметров которых должен выполняться в системе высокоскоростного летательного аппарата. При этом определение параметров работы ГТД в составе КСУ на режимах авторотации позволит сформировать технический облик КСУ, обеспечивающий достаточные уровни эффективной тяги совместной системы, а также выполнить обоснованное профилирование входного устройства КСУ на всех этапах полёта от взлёта до посадки [5].

Целью настоящей работы является разработка и проверка работоспособности методики расчёта газотурбинных двигателей на режимах авторотации.

Основные положения методики

В настоящее время предложено достаточно большое количество одномерных инженерных методик [6 – 8] для расчёта режимов авторотации, в которых характеристики элементов двигателя на околонулевых режимах работы либо не используются, либо представлены в обобщенном виде, что делает их непригодными для практического использования. Поэтому отсутствие характеристик лопаточных машин двигателя на околонулевых режимах работы является основной проблемой расчёта ГТД на режимах авторотации. Данные стендовых испытаний элементов двигателя на данных режимах весьма ограничены, что обусловлено высокой стоимостью, погрешностью средств измерений при малых скоростях потока и др. Поэтому основные методы прогнозирования характеристик в область околонулевых режимов работы основаны на экстраполяции и интерполяции, однако они не обладают достаточной точностью и нуждаются в уточнении [9; 10].

В данной работе предлагается методика, основанная на применении методов вычислительной гидродинамики CFD (Computational Fluid Dynamics) для определения характеристик лопаточных машин в области околонулевых режимов работы и их использовании в поэлементных квазиодномерных термогазодинамических математических моделях ГТД, для расчёта режимов авторотации и определения параметров ГТД на данных режимах.

Основными этапами предлагаемой методики являются:

1. Использование альтернативной формы представления характеристик компрессора $\pi_K^* = f(G_{в.пр}, \bar{n}_{пр})$ и $M_{кр.пр} = f(G_{в.пр}, \bar{n}_{пр})$, а также турбины $\pi_T^* = f(G_Z, n/\sqrt{T_T^*})$ и $M_{кр.пр} = f(G_Z, n/\sqrt{T_T^*})$, в области околонулевых режимов работы.

2. Прогнозирование характеристик турбомашин с помощью CFD-кодов программного комплекса Numesa.

3. Термодинамический расчёт ГТД при использовании поэлементных квазиодномерных математических моделей (ММ) на платформе программного комплекса (ПК) ThermoGTE.

Выбор формы представления характеристик турбомашин

В практике двигателестроения характеристики лопаточных машин традиционно представляются в виде зависимостей [11; 12]:

$$\pi_K^* = f(G_{в.пр}, \bar{n}_{пр}); \quad (1)$$

$$\eta_{К.ад}^* = f(G_{в.пр}, \bar{n}_{пр}); \quad (2)$$

$$\pi_T^* = f(G_Z, n/\sqrt{T_{\Gamma}^*}); \quad (3)$$

$$\eta_{Т.ад}^* = f(G_Z, n/\sqrt{T_{\Gamma}^*}), \quad (4)$$

где $G_{в.пр}$ – приведённый расход воздуха компрессора; $\bar{n}_{пр}$ – относительная приведённая частота вращения; π_K^* – степень повышения полного давления; $\eta_{К.ад}^*$ – изоэнтروпийный КПД компрессора; π_T^* – степень понижения полного давления; $\eta_{Т.ад}^*$ – изоэнтропийный КПД турбины; $G_Z = G\sqrt{T_{\Gamma}^*}/p_{\Gamma}^*$ – критериальный параметр расхода (G – расход газа через турбину, T_{Γ}^* и p_{Γ}^* – полная температура и полное давление газа на входе в турбину), n – физическая частота вращения.

Также распространена альтернативная форма представления характеристик для ступени турбомашин через зависимость коэффициента напора ψ и изоэнтропийного КПД η_{is} от коэффициента расхода φ [13; 14]:

$$\psi = f(\varphi, \bar{n}_{пр}); \quad (5)$$

$$\eta_{is} = f(\varphi, \bar{n}_{пр}). \quad (6)$$

Однако при работе компрессора на очень низких частотах вращения ($\bar{n}_{пр} \approx 0 \dots 0,3$) может происходить качественное изменение режима работы компрессора, т.е. он может работать при $\pi_K^* \approx 1$ (режим «мешалки») и $\pi_K^* < 1$ (турбинный режим), при этом приращение энтальпии становится равным нулю, а изоэнтропийный КПД неопределённой величиной [15 – 17]. В результате важным вопросом становится выбор формы представления характеристик, позволяющей определять весь рабочий диапазон лопаточных машин (ЛМ). Так, например, характеристики компрессоров на околонулевых режимах работы могут быть представлены как графическая зависимость изоэнтропической степени повышения полного давления $\pi_{КS}^*$ и коэффициента восстановления полного давления σ_K^* от приведённого расхода воздуха [7]. При этом $\sigma_K^* = 0$ при $\bar{n}_{пр} = 0$ и $\sigma_K^* = \sigma_{K0}^*$ (индекс 0 – расчётный режим) при $\bar{n}_{пр} = \bar{n}_{пр.авт.макс}$ – максимальная относительная приведенная частота вращения компрессора на режиме авторотации. Тем не менее, наиболее распространённой и удобной для практического применения формой является

использование критериального параметра приведённого крутящего момента ($M_{кр.пр} = 0$ при $\bar{n}_{пр} = 0$) [15; 16], вместо КПД:

$$\pi_K^* = f(G_{в.пр}, \bar{n}_{пр}); \quad (7)$$

$$M_{кр.пр} = f(G_{в.пр}, \bar{n}_{пр}); \quad (8)$$

$$\pi_T^* = f(G_Z, n/\sqrt{T_\Gamma^*} \text{ (или } \lambda_u \text{)}); \quad (9)$$

$$M_{кр.пр} = f(G_Z, n/\sqrt{T_\Gamma^*} \text{ (или } \lambda_u \text{)}), \quad (10)$$

где $M_{кр.пр}$ – приведённый крутящий момент; λ_u – параметр частоты вращения ($\lambda_u \equiv n/\sqrt{T_\Gamma^*}$).

Использование зависимостей (7) – (10) для представления характеристик компрессора и турбины ГТД расширяет возможность применения методов экстраполяции, интерполяции, а также CFD-кодов для прогнозирования характеристик вплоть до $\bar{n}_{пр} = 0$.

Применение экстраполяции [9] для прогнозирования характеристик, представленных в виде (1) – (4) не позволяет учитывать степень повышения полного давления ниже единицы [10; 18] и, следовательно, адекватно отражать турбинные режимы работы компрессора, характерные для очень низких частот вращения. Прогнозирование характеристик в альтернативной форме (7) – (10) в область околонулевых режимов работы путём экстраполяции возможно, однако требуется дополнительная «ручная» корректировка характеристик для обеспечения соответствия физической картине протекания зависимостей параметров при расчёте режимов авторотации [15; 16].

Наибольшее применение получил метод расширения характеристик в область очень низких частот вращения, основанный на интерполяции между существующими характеристиками ЛМ и линией нулевой частоты вращения [10], которая может быть получена при использовании CFD-методов и имеет хорошее согласование с экспериментальными данными [18]. Несмотря на последнее, было выявлено значительное расхождение прогнозируемых характеристик с результатами испытаний, поэтому было предложено уточнение метода [19; 20] путём учёта в процессе интерполяции линии авторотации компрессора – линии, характеризующей «свободное» вращение без подвода энергии извне, что позволило уменьшить погрешность прогнозирования. Тем не менее, даже усовершенствованный метод не позволяет получать характеристики ЛМ с точностью, достаточной для практического применения.

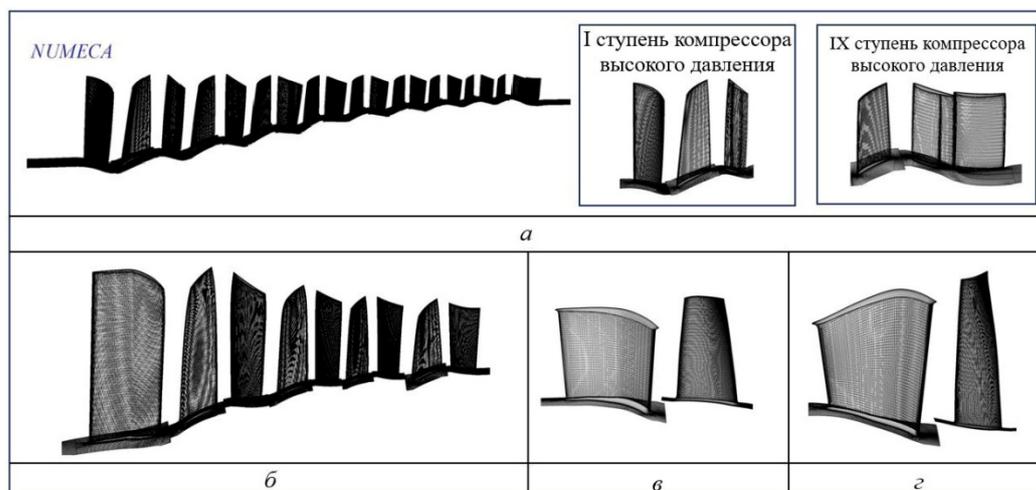
Таким образом, использование методов вычислительной гидродинамики позволяет получать приближенные к эксперименту характеристики лопаточных машин вблизи расчётного режима, а также при нулевой частоте вращения, когда течение в компрессоре рассматривается подобно течению в трубе с «препятствиями», что позволяет рассматривать CFD-методы как один из способов определения характеристик также и в области околонулевых режимов работы. В настоящей работе расчёт характеристик на околонулевых режимах работы выполнен при использовании 3D-CFD кода Numeca Fine/Turbo. В качестве альтернативной формы представления характеристик компрессора и турбины используются зависимости (7) – (10).

Расчётное определение характеристик турбомашин в программном комплексе Numeca

Расчёт характеристик, а также численное исследование рабочего процесса турбомашин в 3D-постановке, может быть выполнен при использовании различных ПК, таких как Ansys, Numeca, FlowVision и др., в которых решение системы нелинейных алгебраических уравнений (СНАУ), осреднённых по Рейнольдсу, осуществляется методом конечных объёмов или методом конечных элементов. При этом одной из сложных задач при расчёте многоступенчатых ЛМ, особенно работающих на низких частотах вращения, является корректное и качественное выполнение первоначальной инициализации расчёта. В методике, рассматриваемой в данной работе, для расчёта характеристик турбомашин на околонулевых режимах работы предлагается использовать ПК Numeca Fine/Turbo, где помимо настройки граничных условий также требуется задание распределения изменения параметров (например, статического давления p_{ID_1}) вдоль проточной части турбомашин на выходе из каждого домена, что уточняет процесс инициализации и позволяет значительно сократить вычислительное время. В качестве основных этапов расчётного определения характеристик ЛМ в ПК Numeca можно выделить следующие:

- подготовка геометрической модели в САД-системе (Computer-Aided Design);
- создание сеточной модели в сеточном генераторе Numeca AutoGrid5 (Numeca IGG);
- настройка численной модели и решателя в программном комплексе Numeca Fine Turbo;
- непосредственно расчёт характеристик турбомашин с шагом, достаточным для создания одномерной ММ ГТД на режимах авторотации.

В данной работе расчёт характеристик ЛМ двухвального турбореактивного двухконтурного двигателя со смешением потоков (ТРДДсм) на околонулевых режимах работы выполнен для осевого четырехступенчатого компрессора низкого давления (КНД), осевого девятиступенчатого компрессора высокого давления (КВД), одноступенчатых осевых турбины высокого давления (ТВД) и низкого давления (ТНД). Для подготовки геометрической модели использовались сторонние САД-системы. Создание сеточной модели каждой из ЛМ (рис. 1) выполнено при использовании автоматического генератора блочно-структурированной сетки Numeca AutoGrid5.



*Рис. 1. Сеточная модель турбомашин:
 а – компрессора высокого давления; б – компрессора низкого давления;
 в – турбины высокого давления; г – турбины низкого давления*

Размер пристеночной ячейки y_{wall} был выбран таким образом, чтобы обеспечить максимальное безразмерное расстояние от стенки до центра ячейки Y^+ в диапазоне от 1 до 5 для обеспечения корректного решения СНАУ в пограничном слое. При этом количество элементов конечно-элементной модели КНД, КВД, ТВД и ТНД составило 6; 10; 1,6 и 1,7 млн. ячеек, соответственно.

Настройка численной модели выполнена в Numeca Fine Turbo. В качестве рабочего тела использовался реальный газ с переменными теплоёмкостью и вязкостью в зависимости от температуры. Для замыкания СНАУ использовалась низкорейнольдсовая однопараметрическая модель турбулентности Спаларта-Аллмараса. В качестве граничных условий на входе устанавливались полное давление и полная температура, на выходе статическое давление, либо расход воздуха. Для передачи данных между блоками лопаток статора и ротора использовался интерфейс Full Non-Matching Mixing Plane, где происходит осреднение параметров в окружном направлении.

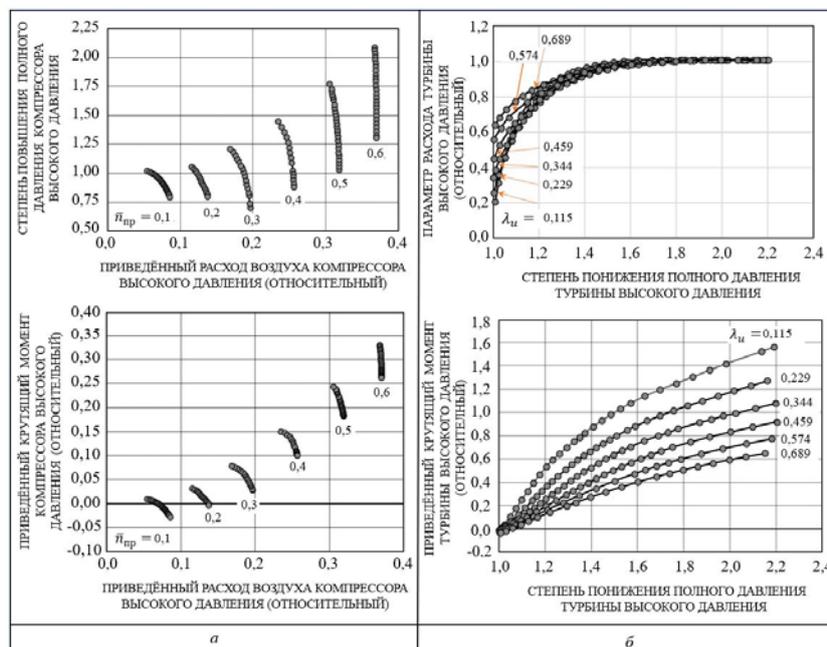


Рис. 2. Характеристики компрессора (а) и турбины (б) газогенератора

Расчёт выполнялся в стационарной постановке. Результаты расчёта характеристик турбомашин газогенератора ТРДДсм, представленных в альтернативной форме (7) – (10), показаны на рис. 2 в безразмерном виде.

Моделирование газотурбинного двигателя на режимах авторотации

В настоящее время разработано достаточно много ПК, позволяющих выполнять моделирование работы двигателя в области рабочих режимов, таких как ThermoGTE, GasTurb, ГРАД, DVIGw, АСТРА и др. Однако на данный момент лишь ПК GasTurb [21], разработанный в Германии, и ПК ThermoGTE [22] отечественной разработки позволяют выполнять расчёт пусковых и авторотационных режимов. При этом оба ПК помимо использования характеристик в традиционной форме (1) – (4) также позволяют оперировать различными альтернативными формами представления характеристик, в том числе и (7) – (10), где вместо параметра изоэнтропийного КПД используется параметр приведённого крутящего момента, которые могут быть использованы при нахождении решения СНАУ.

Решение СНАУ в ПК GasTurb основано на использовании метода Ньютона-Рафсона, в ПК ThermoGTE [22] решение СНАУ осуществляется комбинированным методом Ньютона-Нелдера-Мида, который обладает высокой скоростью расчёта и устойчивостью расчёта как установившихся, так и переходных процессов. Важным достоинством ПК ThermoGTE является возможность задания начального приближения для расчёта, а также в каждой расчётной точке [22]. Это позволяет значительно упростить процесс нахождения решения СНАУ в области, где решение СНАУ может быть затруднено (например, при моделировании ГТД на режимах авторотации при низких числах M полёта) путём использования начального приближения из ближайшей точки, где СНАУ решена успешно [23].

В данной методике для расчёта режимов авторотации ГТД предлагается использовать ПК ThermoGTE. При этом для ММ ГТД сложных схем, например ТРДДсм, можно выделить следующие этапы подготовки и расчёта режимов авторотации:

- интегрирование характеристик турбомашин на околонулевых режимах работы, представленных в альтернативной форме (7) – (10) с характеристиками турбомашин на более высоких частотах вращения, представленных в традиционной форме (1) – (4);
- подготовка ММ газогенератора для отработки совместной работы КВД и ТВД на режимах авторотации и проверки корректности протекания характеристик КВД и ТВД;
- подготовка ММ ТРДДсм для расчёта режимов авторотации;
- расчёт ТРДДсм на режимах авторотации.

В данной работе характеристики турбомашин двигателя типа ТРДДсм в альтернативной форме (7) – (10) используются для диапазона частот вращения $\bar{n}_{пр} = 0...0,6$, при $\bar{n}_{пр} > 0,6$ решение СНАУ осуществляется при использовании характеристик лопаточных машин в традиционной форме (1) – (4).

Для проверки работоспособности характеристик КВД и ТВД на базе ПК ThermoGTE была собрана ММ одновального ТРД и выполнено моделирование ТРД на режимах авторотации в диапазоне чисел M полёта от 0 до 0,9. Расчёт выполнен без отборов мощности от ротора высокого давления и при отсутствии подачи топлива в камеру сгорания ($q_T = 0$). Результаты моделирования представлены на рис. 3.

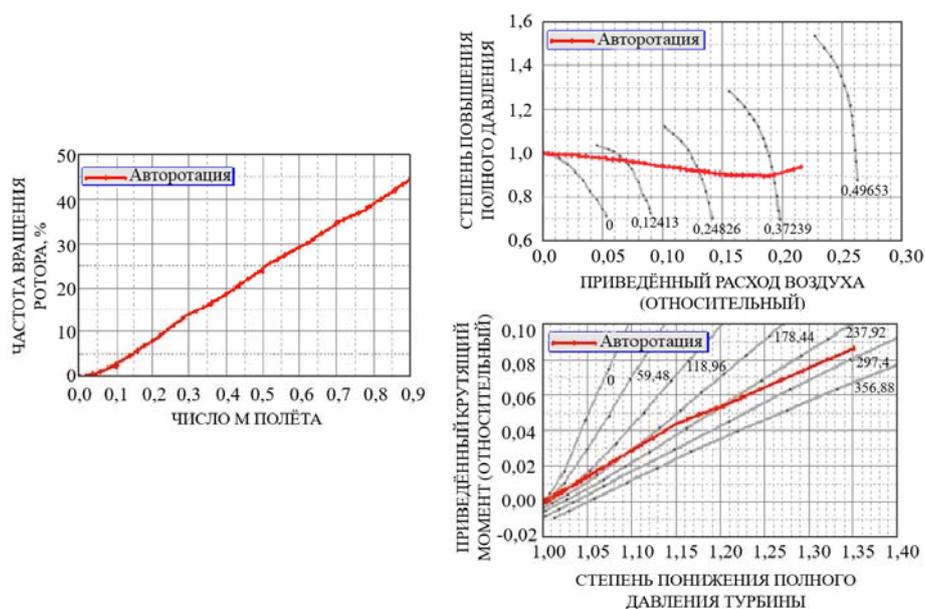


Рис. 3. Скоростная характеристика одновального турбореактивного двигателя

Математическая модель ТРДДсм представляет собой СНАУ баланса расходов в различных сечениях газоздушного тракта, баланса мощностей компрессоров и турбин и равенства статических давлений на срезе смесителя. Подготовка ММ ТРДДсм, как и для одновального ТРД, выполнена при использовании платформы ПК ThermoGTE [22]. Моделирование режимов авторотации выполнено на высоте полёта 0; 5 и 9 км в диапазоне чисел Маха полёта от 0 до 0,9 при нулевом расходе топлива. Термодинамический расчёт выполнен с различными отборами мощности от ротора высокого давления. В качестве управляемых параметров используется удельный расход топлива и площадь критического сечения сопла. В процессе моделирования также важно учитывать, что ТВД и ТНД в составе ТРДДсм могут рассматриваться как многоступенчатая турбина, где первые ступени (ТВД) работают в турбинном режиме $\pi_T^* > 1$, а последние могут работать в режиме «мешалки» $\pi_T^* \approx 1$ (рис. 4), на которых возможен подвод энергии турбиной к рабочему телу. Поэтому для нахождения устойчивого решения СНАУ при $\pi_T^* \approx 1$ в ММ ТРДДсм характеристика ТНД должна быть определена хотя бы до $\pi_T^* \approx 0,97...0,9$. В данной работе для уточнения ММ также использовалась характеристика угла закрутки потока за ТНД $\varphi = f(\pi_T^*, n/\sqrt{T_T^*})$, определённая из результатов CFD-моделирования.

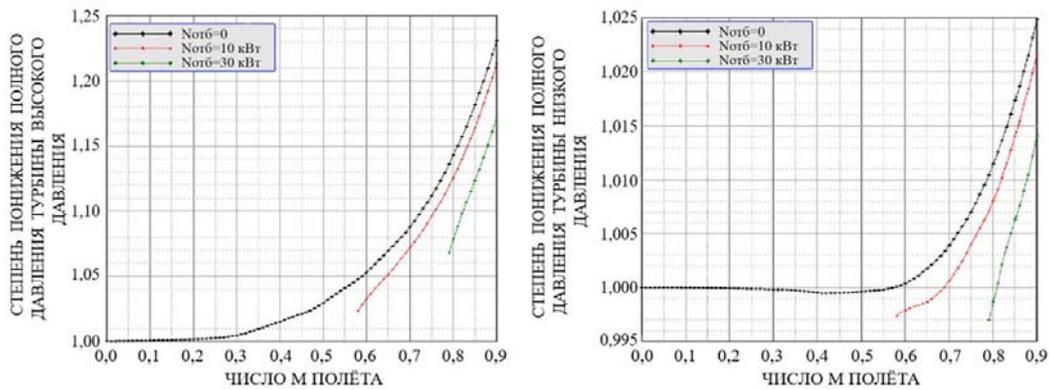


Рис. 4. Скоростная характеристика турбины высокого давления (а) и турбины низкого давления (б) турбореактивного двухконтурного двигателя со смешением потоков при различных отборах мощности на высоте 0 км

На рис. 5 представлены результаты расчёта частоты вращения роторов высокого и низкого давления в зависимости от скорости полёта (числа Маха полёта) для различных высот полёта с учётом отбора мощности от ротора высокого давления. Частоты вращения авторотации $n_{авт}$ роторов рассматриваемого двигателя растут при увеличении числа Маха полёта, а характер протекания зависимости $n_{авт} = f(M_{II})$ близок к линейному. Рост $n_{авт}$ с увеличением скорости полёта зависит от роста π_T^* , который связан с увеличением скоростного напора набегающего потока воздуха (скоростного сжатия).

Отметим, что чем больше высота полёта и, чем больше величина мощности, отбираемой от ротора высокого давления, тем ниже минимальные частоты вращения роторов ГТД на режимах авторотации. Нижние точки зависимостей $n_{авт} = f(M_{II})$ соответствуют минимальной частоте вращения на режиме авторотации для заданных условий полёта. При этом через начало координат проходит только зависимость $n_{авт} = f(M_{II})$ при $N_{отб} = 0$.

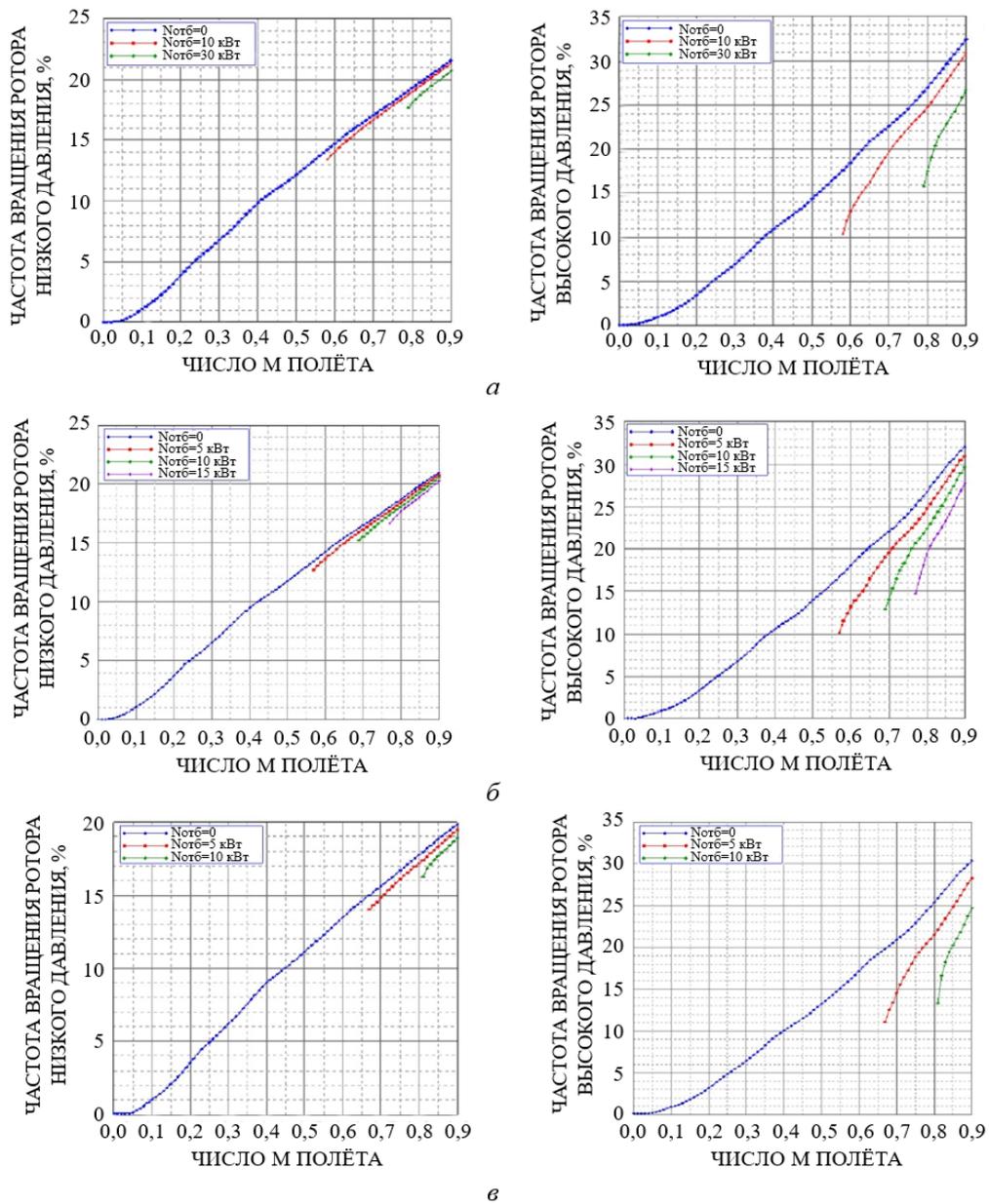


Рис. 5. Скоростная характеристика турбореактивного двухконтурного двигателя со смешением потоков на режимах авторотации при различных отборах мощности на высотах полёта: а – 0 км; б – 5 км; в – 9 км

Заключение

В работе отражены основные проблемы расчёта газотурбинных двигателей на режимах авторотации, а также возможные варианты их решения. Предложена методика для расчёта режимов авторотации, которая показала свою работоспособность на примере одновального турбореактивного двигателя и двухвального турбореактивного двухконтурного двигателя со смешением потоков. При этом достигнут плавный и неразрывный (без скачков) характер изменения параметров рассматриваемых двигателей на режимах авторотации, хорошо согласующийся с физическими процессами работы газотурбинных двигателей на данных режимах [6; 15; 16; 24; 25].

Результаты валидации численной модели турбомашин газотурбинных двигателей для расчёта околонулевых режимов работы и верификации математических моделей газотурбинных двигателей на режимах авторотации будут представлены в дальнейших исследованиях.

Библиографический список

1. Приказ Росавиации от 28.12.2022 № 970-П «Об утверждении Норм лётной годности гражданских лёгких самолётов НЛГ 23».
2. Приказ Росавиации от 16.12.2022 № 922-П «Об утверждении Норм лётной годности беспилотных авиационных систем с беспилотным воздушным судном самолётного типа с максимальной взлётной массой до 5400 кг НЛГ БАС-СТ».
3. Зародышев В.Л. Техническая эксплуатация летательных аппаратов: учеб. пособие. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2003. 351 с.
4. Справочник авиационного инженера / под общ. ред. В.Г. Александрова. М.: Транспорт, 1973. 399 с.
5. Боровиков А.Д., Донских В.В., Луковников А.В., Смоляков О.А., Степанов В.А. Комплекс газодинамического проектирования сверхзвуковых и гиперзвуковых воздушно-реактивных двигателей, интегрированных с корпусом летательного аппарата // Сборник научных статей по материалам V Международной научно-практической конференции «Академические Жуковские чтения» (22-23 ноября 2017 г., Воронеж, Россия). Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2018. С. 55-59.
6. Алабин М.А., Кац Б.М., Литвинов Ю.А. Запуск авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1968. 228 с.
7. Новосельцев Д.А. Рабочий процесс компрессоров ГТД на режимах авторотации. Дисс. ... канд. техн. наук. Омск, 2002. 181 с.
8. Кузнецов В.И. Замкнутая математическая модель рабочего процесса ГТД // Труды Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (26-27 июня 2003 г., Самара). Ч. 2. Самара: СГАУ, 2003. С. 116-122.
9. Gaudet Sh.R., Gauthier J. A simple sub-idle component map extrapolation method // Proceedings of the ASME Turbo Expo 2007 (May, 14-17, 2007, Montreal, Canada). V. 1. P. 29-37. DOI: 10.1115/GT2007-27193
10. Zachos P.K. Gas Turbine sub-idle performance modelling; Altitude relight and windmilling. Ph. D. Thesis. UK: Cranfield University, 2010. 234 p.
11. Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Т. Теория и расчёт авиационных лопаточных машин: учебник для вузов. М.: Машиностроение, 1986. 431 с.
12. Ржавин Ю.А., Агульник А.Б., Гусаров С.А., Карасев В.Н., Киктев С.И. Теория компрессоров и турбин авиационных ГТД: учеб. пособие. М.: Издательство «Знание-М», 2022. 467 с.
13. Riegler C., Bauer M., Kurzke J. Some aspects of modeling compressor behavior in gas turbine performance calculations // Journal of Turbomachinery. 2001. V. 123, Iss. 2. P. 372-378. DOI: 10.1115/1.1368123
14. Therkorn D., Braig W. Turbinenkennfelderstellung für kleine arbeiten und drehzahlen // Z. Flugwiss & Weltraumforsch. 1994. V. 18, Iss. 2. P. 140-144.
15. Лещенко И.А., Вовк М.Ю., Буров М.Н. Метод расчёта пусковых и авторотационных режимов в поэлементных нелинейных квазиодномерных математических моделях газотурбинных двигателей // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2022. № 7. С. 36-44.

16. Лещенко И.А., Вовк М.Ю., Буров М.Н. Метод математического моделирования пусковых и авторотационных режимов работы газотурбинных двигателей // Насосы. Турбины. Системы. 2022. № 4 (45). С. 67-76.
17. Рожкова М.В. Исследование рабочего процесса компрессора низкого давления на режимах авторотации // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30, № 2. С. 91-98. DOI: 10.34759/vst-2023-2-91-98
18. Erhard W., Hönle J., Kau H.-P., Kerler M., Nachtigall H. Experimental validation of a sub-idle compressor map extrapolation // Proceedings of the XXI International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE 2013 (September, 9-13, 2013, Busan, Korea). V. 1. P. 192-198.
19. Ferrer-Vidal L.E., Pachidis V., Tunstall R.J. An enhanced compressor sub-idle map generation method // Proceedings of the GPPS Forum 18 Global Power and Propulsion Society (January, 10-12, 2018, Zurich, Switzerland).
20. Righi M., Ferrer-Vidal L.E., Allegretti A., Pachidis V. Low order models for the calculation of compressor sub-idle characteristics // Proceedings of the 24th Conference of the International Society of Air Breathing Engines (September, 22-27, 2019, Canberra, Australia).
21. Aircraft Engines. Professional software for gas turbine performance calculations. <https://gasturb.com>
22. Thermogasodynamic calculations of the gas turbine engines. <http://thermogte.ru>
23. Мухамедов Р.Р. Математические модели ГТД // Молодежный вестник УГАТУ. 2014. № 1 (10). С. 35-43.
24. Дайнеко В.И. Авторотация компрессорных ступеней ГТД // Вестник двигателестроения. 2006. № 3. С. 17-20.
25. Кузнецов В.И. Экспериментальные исследования газотурбинного двигателя на режиме авторотации // Труды Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (26-27 июня 2003 г., Самара). Ч. 1. Самара: СГАУ, 2003. С. 410-413.

METHOD OF COMPUTATION OF GAS-TUBE ENGINES IN WINDMILL MODES

© 2025

- I. A. Leshchenko** Doctor of Science (Engineering), Senior Researcher,
Head of the Thermodynamics Team;
PSC “UEC-Saturn”, Rybinsk, Russian Federation;
igor.leshchenko@thermogte.ru
- M. V. Rozhkova** Postgraduate Student of the Department of Theory of Air-breathing Engines;
Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation;
rozhkovamv@mai.ru
- A. A. Tarmaev** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department
of Theory of Air-breathing Engines;
Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation;
t38_69@mail.ru
- V. V. Donskikh** Director of the Center for Information Security, Senior Lecturer
of the Department of Aerospace Thermal Engineering;
Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation;
vic@mai.ru

Providing the restart capability of engine in flight is an important certification requirement applied to engine units of manned and unmanned aerial vehicles oriented to ensuring flight safety with a given level of technical characteristics. It is important to perform preliminary analysis and evaluation of gas turbine engine parameters at the start-up and windmill modes before rig and flight tests. The work

presents a method for computation of the windmill modes of gas turbine engines based on the use of analytical and numerical methods. The Numeca Fine/Turbo software package was used to calculate the maps of turbomachines at the sub-idle modes. The solution of the system of nonlinear equations for computing the start-up and windmill modes is carried out using the combined Newton-Nelder-Mead method. The application of the method is demonstrated by a mixed flow two-shaft turbojet.

Gas turbine engine; axial-flow compressor; axial-flow turbine; windmilling; computational fluid dynamics

Citation: Leshchenko I.A., Rozhkova M.V., Tarmaev A.A., Donskikh V.V. Method of computation of gas-tube engines in windmill modes. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 2. P. 48-60. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-48-60

References

1. Order of the Federal Air Transport Agency of 28.12.2022 no. 970-P «On approval of Airworthiness Standards for civil light aircraft NLG 23».
2. Order of the Federal Air Transport Agency of 16.12.2022 no. 922-P «On approval of Airworthiness Standards for unmanned aircraft systems with an unmanned aircraft-type vehicle with maximum take-off weight of up to 5400 kg NLG BAS-ST».
3. Zarodyshev V.L. *Tekhnicheskaya ekspluatatsiya letatel'nykh apparatov: ucheb. posobie* [Aircraft maintenance: Study guide]. Kazan: Kazan State Technical University Publ., 2003. 351 p.
4. *Spravochnik aviatsionnogo inzhenera* [Handbook of the aeronautical engineer / ed. by V.G. Aleksandrov]. Moscow: Transport Publ., 1973. 399 p.
5. Borovikov A.D., Donskikh V.V., Lukovnikov A.V., Smolyakov O.A., Stepanov V.A. Kompleks gazodinamicheskogo proektirovaniya sverkhzvukovykh i giperzvukovykh vozdušno-reaktivnykh dvigateley, integrirovannykh s korpusom letatel'nogo apparata. *Sbornik Nauchnykh Statey po Materialam V Mezhdunarodnoy Nauchno-Prakticheskoy Konferentsii «Akademicheskie Zhukovskie Chteniya» (November, 22-23, 2017, Voronezh, Russia)*. Voronezh: VUNTs VVS «VVA» Publ., 2018. P. 55-59. (In Russ.)
6. Alabin M.A., Kats B.M., Litvinov Yu.A. *Zapusk aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley* [Starting aircraft gas turbine engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1968. 228 p.
7. Novosel'tsev D.A. *Rabochiy protsess kompressorov GTD na rezhimakh avtorotatsii. Diss. ... kand. tekhn. nauk* [Working process of gas turbine engine compressors in autorotation modes. Thesis for a Candidate Degree in Science (Engineering)]. Omsk, 2002. 181 p.
8. Kuznetsov V.I. Zamknutaya matematicheskaya model' rabocheho protsessa GTD. *Trudy Mezhdunarodnoy Nauchno-Tekhnicheskoy Konferentsii «Problemy i Perspektivy Razvitiya Dvigatelistroeniya» (June, 26-27, 2003, Samara)*. Part 2. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2003. P. 116-122. (In Russ.)
9. Gaudet Sh.R., Gauthier J. A simple sub-idle component map extrapolation method. *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2007 (May, 14-17, 2007, Montreal, Canada)*. V. 1. P. 29-37. DOI: 10.1115/GT2007-27193
10. Zachos P.K. Gas turbine sub-idle performance modelling; Altitude relight and windmilling. Ph. D. Thesis. UK: Cranfield University, 2010. 234 p.
11. Kholshchevnikov K.V., Emin O.N., Mitrokhin V.T. *Teoriya i raschet aviatsionnykh lopatochnykh mashin: uchebnik dlya vuzov* [Theory and calculation of aircraft blade machines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1986. 431 p.
12. Rzhavin Yu.A., Agul'nik A.B., Gusarov S.A., Karasev V.N., Kiktev S.I. *Teoriya kompressorov i turbin aviatsionnykh GTD: ucheb. posobie* [Theory of compressors and turbines of aircraft gas turbine engines]. Moscow: «Znanie-M» Publ., 2022. 467 p.

13. Riegler C., Bauer M., Kurzke J. Some aspects of modeling compressor behavior in gas turbine performance calculations. *Journal of Turbomachinery*. 2001. V. 123, Iss. 2. P. 372-378. DOI: 10.1115/1.1368123

14. Therkorn D., Braig W. Turbinenkennfelderstellung für kleine arbeiten und drehzahlen. *Z. Flugwiss & Weltraumforsch.* 1994. V. 18, Iss. 2. P. 140-144.

15. Leshchenko I.A., Vovk M.Yu., Burov M.N. Method of computation of start-up and windmill modes using elements-based nonlinear quasi-1d mathematical models of gas turbine engines. *All-Russian Scientific-Technical Journal «Polyot»*. 2022. No. 7. P. 36-44. (In Russ.)

16. Leshchenko I.A., Vovk M.Yu., Burov M.N. Method for mathematical modeling of start-up and windmill modes for gas turbine engines. *Pumps. Turbines. Systems*. 2022. No. 4 (45). P. 67-76. (In Russ.)

17. Rozhkova M.V. Studying working process of the low-pressure compressor at the windmill modes. *Aerospace MAI Journal*. 2023. V. 30, no. 2. P. 91-98. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2023-2-91-98

18. Erhard W., Hönle J., Kau H.-P., Kerler M., Nachtigall H. Experimental validation of a sub-idle compressor map extrapolation. *Proceedings of the XXI International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE 2013 (September, 9-13, 2013, Busan, Korea)*. V. 1. P. 192-198.

19. Ferrer-Vidal L.E., Pachidis V., Tunstall R.J. An enhanced compressor sub-idle map generation method. *Proceedings of the GPPS Forum 18 Global Power and Propulsion Society (January, 10-12, 2018, Zurich, Switzerland)*.

20. Righi M., Ferrer-Vidal L.E., Allegretti A., Pachidis V. Low order models for the calculation of compressor sub-idle characteristics. *Proceedings of the 24th Conference of the International Society of Air Breathing Engines (September, 22-27, 2019, Canberra, Australia)*.

21. Aircraft Engines. Professional software for gas turbine performance calculations. Available at: <https://gasturb.com>

22. Thermogasodynamic calculations of the gas turbine engines. Available at: <http://thermogte.ru>

23. Mukhamedov R.R. Mathematical models of gas turbine engines. *Molodezhnyy Vestnik UGATU*. 2014. No. 1 (10). P. 35-43. (In Russ.)

24. Dayneko V.I. Windmilling of compressor stages of gas turbine engines. *Vestnik Dvigatelsestroeniya*. 2006. No. 3. P. 17-20. (In Russ.)

25. Kuznetsov V.I. Eksperimental'nye issledovaniya gazoturbinnogo dvigatelya na rezhime avtorotatsii. *Trudy Mezhdunarodnoy Nauchno-Tekhnicheskoy Konferentsii «Problemy i Perspektivy Razvitiya Dvigatelsestroeniya» (June, 26-27, 2003, Samara)*. Part 1. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2003. P. 410-413. (In Russ.)

ВЛИЯНИЕ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ДЕМОНСТРАЦИОННОГО ОБРАЗЦА ЭЛЕМЕНТА КОНСТРУКЦИИ РАКЕТЫ НА ПРОЦЕСС ТЕПЛО- И МАССООБМЕНА

© 2025

В. И. Трушляков доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник;
Омский государственный технический университет;
vatrushlyakov@yandex.ru

Ю. В. Сурикова кандидат технических наук, научный сотрудник;
Омский государственный технический университет;
jordanyuliya@gmail.com

Д. Ю. Давыдович научный сотрудник;
Омский государственный технический университет;
d-davydovich@mail.ru

Предложена концепция проектного облика экспериментального демонстрационного образца трёхслойной конструкции корпуса ракеты-носителя, основанная на замене алюминиевого сотового заполнителя на энергетический материал, в частности, на основе смесевых твёрдых ракетных топлив. При сжигании энергетического материала в условиях вакуума в материале экспериментального демонстрационного образца происходит пиролиз, в том числе термическая деструкция материала образца. Критерием эффективности процесса тепло- и массообмена при сжигании энергетического материала внутри экспериментального демонстрационного образца и, соответственно, проектного облика этого образца, принята температура обшивки. После завершения процесса термической деструкции в процессе пиролиза экспериментального демонстрационного образца, в соответствии с предложенной концепцией создания экспериментального демонстрационного образца, осуществляется аэродинамическое нагружение для оценки степени диспергации экспериментального демонстрационного образца. Проведённые численные эксперименты показали принципиальную возможность существенного влияния проектного облика экспериментального демонстрационного образца на температуру обшивки и, соответственно, увеличение степени термической деструкции материала обшивки и возможности диспергации экспериментального демонстрационного образца при аэродинамическом воздействии. Проведены сравнения с результатами физического моделирования сжигания экспериментального демонстрационного образца с конкретными энергетическими материалами, которые показали близость к численным экспериментам.

Экспериментальный демонстрационный образец; проектный облик; сжигание; энергетический материал; обшивка; термическая деструкция

Цитирование: Трушляков В.И., Сурикова Ю.В., Давыдович Д.Ю. Влияние проектного облика экспериментального демонстрационного образца элемента конструкции ракеты на процесс тепло- и массообмена // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 2. С. 61-73. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-61-73

Введение

Создание технологий утилизации отделяющихся конструкций ракет-носителей (РН) типа створок головных обтекателей, хвостовых отсеков после отделения от РН, при их полёте на траектории спуска, обусловлено необходимостью уменьшения площадей районов их падения. Наиболее остро для РФ эта необходимость возникает на участке выведения первых ступеней, т.к. подавляющее число районов падения находятся на территории РФ, в отличие от таких стран, как США, страны ЕС, Япония, Индия, Китай, у которых районы падения находятся в акваториях [1]. Из-за малых скоростей входа в атмосферу эти отделяющиеся элементы конструкций не сгорают в атмосфере по сравнению с элементами конструкций верхних ступеней РН, входящих в атмосферу на скоростях порядка 6 км/с и выше.

В настоящее время наблюдается тенденция внедрения полимерных композиционных материалов (ПКМ) в конструкции РН, например, изготовление конструкций створок головных обтекателей [2; 3]. Эта тенденция распространяется на такие части конструкции РН, как межступенные отсеки и другие, например [4]. Очевидное решение проблем утилизации этих отделяющихся конструкций в процессе полёта на траектории спуска заключается в сообщении дополнительной теплоты, обеспечивающей их сгорание в атмосфере. Известные работы в этом направлении [5 – 8] предполагали различные варианты введения дополнительной теплоты и типов энергетических материалов (ЭМ) в состав экспериментального демонстрационного образца (ЭДО), представляющего элемент корпуса конструкции РН.

В [5] рассмотрено использование пиротехнических зарядов для утилизации частей спутников, сходящих с орбиты. Основная идея заключается в использовании пассивного нагрева при неконтролируемом спуске для воспламенения термитного состава, закреплённого на титановой поверхности, с последующим выделением энергии сгорания, достаточной для перфорации титанового покрытия. Предполагается, что разрушенные таким образом части конструкции спутника потеряют свою обтекаемую форму и выгорят при аэродинамическом нагреве при дальнейшем снижении в атмосфере.

В работах [6 – 8] приведены результаты исследований в рамках концепции сжигания отделяющихся частей РН на траектории спуска, основанной на внесении ЭМ в конструкцию алюминиевого сотового заполнителя. В [6] представлены результаты моделирования отделяющейся части на траектории спуска для определения величины необходимой дополнительной теплоты от пиротехнических смесей, а также приведены возможные для этой задачи пиротехнические составы.

В работе [7] представлены результаты исследования сжигания ЭДО с помощью малогазовых и безгазовых пиротехнических составов. Характерной особенностью проведённых экспериментов явилось полное выгорание связующего из обшивки ЭДО, выполненных из углепластика, и их расслоение по всей толщине. Однако выделяемого от продуктов реакции пиротехнических составов тепла не хватило для воспламенения углеродных волокон, а конденсированные продукты реакции практически полностью идентичны по форме и размеру исходному порошку, т.е. сами пиротехнические составы после сгорания остаются в конструкции.

В [8] описан метод нагрева отделяемых конструкций РН с помощью ЭМ, размещённого в алюминиевом сотовом заполнителе, включающий физико-математическую модель тепло- и массообмена и упрощённую методологию её реализации.

Исследования в рамках концепции сжигания отделяющихся частей РН показали принципиальную возможность разрушения конструкции с помощью подвода дополнительного источника теплоты, однако их целью являлось полное сжигание конструкции за счёт увеличения массы вводимого ЭМ и не учитывались условия протекания процесса тепло- и массообмена:

- не рассматривался фактор резкого нарастания аэродинамического воздействия на конструкцию при входе в плотные слои атмосферы;
- не рассматривалась диспергация конструкции до состояния мелкодисперсных частиц при аэродинамическом ударе.

Полученные результаты явились основанием для уточнения положений концепции сжигания и рассмотрения вариантов замены материалов конструкции.

В [9] предложена концепция, основанная на:

- замене материалов конструкции обшивки отделяемой части РН на синтезированный ПКМ с требуемыми свойствами;

– обеспечении термической деструкции (ТД) материала обшивки за счёт подвода дополнительной теплоты, например, за счёт сжигания ЭМ, до величины, обеспечивающей диспергацию обшивки от аэродинамического нагружения при входе в атмосферу.

В [10; 11] представлено экспериментально-расчётное моделирование термосилового нагружения конструкций РН для трёхслойной и многостеночной углепластиковой структуры, показаны температурные и напряжённо-деформированные состояния конструкции при полете РН на активном участке траектории. В [12] представлена методика и результаты экспериментальных исследований температурных и силовых воздействий на несущие конструкции РН, имитирующих реальные условия эксплуатации, демонстрируя эффективность подхода для трёхслойных образцов с сотовым наполнителем и углепластиковыми обшивками. В работе [13] представлены результаты термосиловых испытаний многостеночных композитных оболочек, которые показали, что их упругость остаётся стабильной в диапазоне температур от комнатной до 470 К, тогда как прочность существенно снижается с увеличением температуры. В [14] исследование представляет сегментированную математическую модель для прогнозирования динамических характеристик деградации оболочечных конструкций из углеродного волокна, учитывающую изменение температуры на различных этапах процесса моделирования.

Особенностью исследований, проведённых в описанных работах, является то, что термосиловые испытания, исходя из их задач, проводятся ниже температур 420...470 К, однако подходы, использованные в работах [10 – 14], могут быть использованы для оценок изменения прочности и целостности конструкции на этапе нагрева до температур, приводящих к ТД материала.

Таким образом, научная проблема определения проектного облика ЭДО заключается в разработке условий максимальной ТД конструкций ЭДО в процессе пиролиза, происходящего на внеатмосферном участке, с последующей возможностью его диспергации при входе в плотные слои атмосферы.

Постановка задачи

Для решения сформулированной научной проблемы необходимы решения следующих задач.

Задача 1. Разработка концепции проектного облика ЭДО с учётом ТД и последующего аэродинамического воздействия, обеспечивающего диспергацию ЭДО.

Задача 2. Разработка физической модели ЭДО для проведения численного эксперимента.

Задача 3. Разработка программы физического эксперимента.

Задача 4. Валидация и верификация методики оценки процесса тепло- и массообмена, происходящего в ЭДО и компьютерной модели.

Разработка концепции проектного облика экспериментального демонстрационного образца

При формировании концепций проектного облика ЭДО на разных этапах исследований в настоящей работе приняты различные ограничения и допущения:

– ограничение по массе ЭДО, которое предполагало превышение массы ЭДО не более 10...20% от массы традиционного размера отделяющейся массы конструкции РН такой же площади;

– рассматривалась трёхслойная конструкция образца, внешние слои которого изготовлены из ПКМ с традиционным алюминиевым сотовым наполнителем [2], который заполнялся ЭМ;

- в качестве обшивок рассматривался ПКМ на основе углеродных нитей [2];
- обеспечение соответствия массовых и температурных характеристик ЭДО реальным конструкциям;
- обеспечение полного сгорания как внутренней, так и внешней обшивки ЭДО.

Проведённые исследования [4] на первых этапах при сжигании ЭДО различными составами ЭМ, включая самораспространяющийся высокотемпературный синтез [7], а также ЭМ на основе смесевых твёрдых ракетных топлив, показали ряд проблем:

- сотовые алюминиевые заполнители не вступали в реакцию, превращаясь в жидкий металл при использовании различных ЭМ;
- из-за повышенного газовыделения, свойственного смесевым твёрдым ракетным топливам, наблюдались разрушения ЭДО в процессе горения.

На рис. 1 приведены результаты сжигания ЭДО [7].



Рис. 1. Экспериментальный демонстрационный образец до (а) и после (б) проведения экспериментов по сжиганию с механически активированным пиротехническим составом

В качестве основных результатов исследований, проведённых в [4], были сформулированы выводы для последующих этапов исследований:

1. Необходимо отказаться от использования алюминиевых сотовых заполнителей и заменить их на заполнители, изготовленные из малогазовых смесевых твёрдых ракетных топлив или пиротехнических составов.

2. Следует рассмотреть ТД материала ЭДО в процессе его пиролиза [11; 14] с последующим аэродинамическим воздействием.

3. В качестве обшивок ЭДО следует использовать ПКМ на основе, например, арамидных волокон [15 – 20].

Концепция, основанная на замене материалов конструкции ЭДО, предполагает также формирование геометрического облика слоёв обшивки из выбранных материалов, в частности, предлагается замена алюминиевого сотового заполнителя на заполнитель из ЭМ, в конструкции которого предусмотрены каналы для обеспечения устойчивого режима горения, распространения пламени по объёму заполнителя и теплообмен между газообразными продуктами реакции горения заполнителя и обшивок ЭДО.

На рис. 2 приведены базовые варианты конструкций ЭДО.

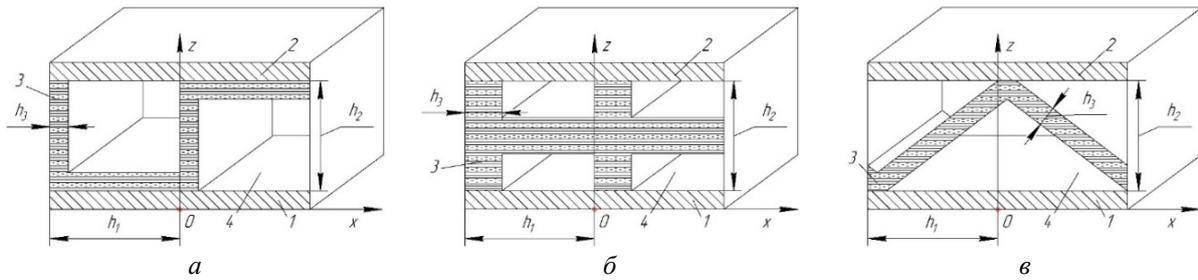


Рис. 2. Расчётная схема для базовых вариантов конструкций экспериментального демонстрационного образца трёх типов:

а – прямоугольный канал; *б* – усложнённый прямоугольный канал; *в* – треугольный канал; 1 – нижняя обшивка; 2 – верхняя обшивка; 3 – толщина слоя энергетического материала заполнителя h_3 ; 4 – канал движения продуктов горения энергетического материала; 5 – точки инициализации горения энергетического материала; L – длина экспериментального демонстрационного образца; h_1 – средняя ширина отдельного канала; h_2 – расстояние между обшивками

Основные требования, которые предъявляются к конструкции ЭДО:

- обеспечение прочностных и температурных характеристик; прочность конструкции заполнителя должна быть близкой к прочности алюминиевого сотового заполнителя (20...40 МПа), конструкция заполнителя должна сохранять свои механические свойства в диапазоне температур (300...420 К) на этапе выведения [4];
- обеспечение безопасных режимов горения;
- обеспечение ТД обшивок ЭДО при пониженном давлении до размеров мелкодисперсной фракции при последующем аэродинамическом нагружении, соответствующем движению отделяемой части РН в плотных слоях атмосферы.

Разработка физической модели экспериментального демонстрационного образца для проведения численного эксперимента

Для проведения численного эксперимента используется разработанная методика оценки процессов тепло- и массообмена на основе уравнения Навье-Стокса [21] с соответствующей компьютерной моделью [22]. Для формирования блока исходных данных для проведения численного моделирования необходимы конкретные физические параметры ЭДО. С этой целью были рассмотрены возможные обобщённые характеристики проектного облика ЭДО, который включает в свой состав:

- геометрические размеры (длина, ширина, толщина);
- заполнитель, изготовленный из ЭМ, и обшивки;
- заполнитель, который ограничивается обшивками, изготовленными из ПКМ (характеристики обшивок приведены в табл. 1);
- наличие каналов в заполнителе для конвективных газовых потоков продуктов сгорания ЭМ (состав ЭМ приведён в табл. 2).

Исходными данными для численного моделирования являются:

- теплофизические характеристики материалов ЭДО (обшивок и заполнителя) и окружающей среды;
- скорость набегающего потока воздуха на фронтальную поверхность – от 15 м/с до 70 м/с температурой окружающей среды, соответствующей высоте движения на участке спуска;
- объёмное тепловыделение и параметры горения заполнителя, полученные на основе экспериментальных данных.

Таблица 1. Характеристики материала обшивок экспериментального демонстрационного образца

Физико-механические и теплофизические характеристики	Органопластик из ткани СВМ и эпоксидного связующего ЭД-20	Углепластик на основе ленты ЛУ-П/0,1 схемы армирования [0/90] _n и эпоксидного связующего ЭД-20
Плотность, кг/м ³	1250	1490
Коэффициент Пуассона в плоскости XOY	0,22	0,24
Коэффициент Пуассона в плоскости YOZ	0,11	0,12
Коэффициент Пуассона в плоскости XOZ	0,08	0,12
Коэффициент теплопроводности вдоль оси X , Вт/(м·К)	0,19	3,6
Коэффициент теплопроводности вдоль оси Y , Вт/(м·К)	0,185	3,5
Коэффициент теплопроводности вдоль оси Z , Вт/(м·К)	0,2	0,22
Удельная теплоёмкость, Дж/(кг·К)	1200	1400

Таблица 2. Состав энергетического материала

Вариант состава	Содержание компонента в составе энергетического материала (%)		
	Перхлорат калия КСlO ₄	Эпоксидная смола ЭД-5	Порошок алюминия Al
А	75	10	15
Б	80	10	10

Приняты следующие допущения: при проведении численного моделирования не учитываются изменения физико-механических и теплофизических характеристик материалов от температуры.

Моделирование проводилось для двух вариантов ЭМ, схожих по составу (табл. 2), при этом материалы обшивок приняты одинаковыми. В табл. 3 – 5 приведены результаты расчёта для разных типов конструкций ЭДО в соответствии с расчётной схемой (рис. 2).

Таблица 3. Результаты определения геометрических параметров заполнителя и характеристик газового потока

Расчётная схема	M , г	L , мм	H , мм	h_1 , мм	h_2 , мм	h_3 , мм	h_4 , мм	δ , %	U_x , м/с	P_L , Па	Δ
<i>a</i>	45	60	60	10	20	5,0	14	94,97	107,59	50 000	0,38
<i>б</i>				10	20	5,0	14	92,54	196,09		–
<i>в</i>				13	20	6,0	17	96,11	120,34	50 400	0,37

Примечание:

M, L, H – масса, длина и ширина ЭДО; h_1, h_2, h_3, h_4 – геометрические размеры ЭДО; δ – общие теплопотери в канале; U_x – скорость движения газов в потоке; P_L – давление газового потока в канале; Δ – коэффициент объёмного заполнения, определяемый как $S_k L / S_{06} L$, где S_k – общая площадь каналов; S_{06} – площадь сечения образца; L – длина канала

Таблица 4. Результаты расчёта изменения средней температуры нагрева обшивки по длине канала на момент окончания времени горения заполнителя

Расчётная схема		Средняя температура обшивки, К										
		Длина канала L , м										
		0	0,006	0,012	0,018	0,024	0,03	0,036	0,042	0,048	0,054	0,06
<i>a</i>	верхняя обшивка	1100	1140	1180	1200	1200	1200	1190	1180	1150	1100	1250
	нижняя обшивка	200	170	210	270	450	500	630	740	800	950	1050
<i>б</i>	верхняя обшивка	1550	1450	1350	1280	1250	1240	1230	1210	1170	1070	1200
	нижняя обшивка	1050	1000	1050	1050	1050	1020	1000	980	950	950	930
<i>в</i>	верхняя обшивка	950	1050	1100	1150	1150	1150	1140	1140	1100	1050	1180
	нижняя обшивка	250	200	260	320	480	580	650	750	800	900	1000

Таблица 5. Результаты расчёта средней температуры потока газа в канале

Расчётная схема		Средняя температура потока газа в канале, К										
		Длина канала L , м										
		0	0,006	0,012	0,018	0,024	0,03	0,036	0,042	0,048	0,054	0,06
<i>a</i>		3440	3430	3420	3405	3405	3400	3350	3385	3380	3370	3350
<i>б</i>		3300	3240	3240	3230	3230	3225	3225	3220	3220	3220	3220
<i>в</i>		3475	3500	3510	3495	3480	3470	3460	3450	3435	3410	3405

В результате численного моделирования формируется геометрический облик ЭДО в соответствии с критерием максимальной температуры обшивки. Таким образом, были разработаны различные варианты конструкции ЭДО для проведения физического моделирования.

Разработка программы физического эксперимента

Проведение физического эксперимента по определению температуры обшивки разработанных ЭДО с использованием смесевых твёрдых ракетных топлив было проведено в специализированной лаборатории НИИ Прикладной математики и механики Томского госуниверситета. Основные положения проведённых экспериментальных исследований включали в себя:

- поиск оптимального состава смеси для изготовления ЭМ, обеспечивающего горение при низких давлениях окружающей среды, выделение максимального количества тепловой энергии и обладающего заданной прочностью для изготовления заполнителя, размещаемого внутри конструкции ЭДО;

- проведение экспериментальных исследований по горению ЭМ в условиях низких давлений, соответствующих давлениям в интервале высот от 80 до 5 км;

- проведение численной оценки параметров процесса тепло- и массообмена при горении выбранного оптимального ЭМ внутри ЭДО на основе существующих физико-математических моделей горения твёрдотопливных зарядов ракетных двигателей;
- изготовление ЭДО с использованием ЭМ и обшивок;
- проведение экспериментальных исследований процесса сжигания и измерения параметров процесса горения (температуры газов, наличия твёрдых остатков).

Валидация и верификация методики оценки процесса тепло- и массообмена, происходящего в экспериментальном демонстрационном образце и компьютерной модели

В качестве оценки полученных результатов сравнивались средние температуры обшивок (T_{cp}) однотипного ЭДО при сжигании ЭМ, полученные на основе компьютерной модели и экспериментально [23]. По результатам компьютерного моделирования средняя температура обшивок ЭДО по длине канала составила $T_{cp} = 900 \dots 1000$ К. В ходе экспериментальных исследований измерение температуры боковой поверхности обшивки ЭДО осуществлялось с помощью пирометра и получено $T_{cp} \approx 1150$ К. Результаты определения температуры нагрева обшивок ЭДО показывают сходимость в пределах допустимого отклонения (до 20%) с учётом принятых допущений. Данное сравнение приведено для подтверждения принципиальной возможности реализации процесса сжигания ЭДО при выборе его проектного облика на основе компьютерного моделирования и для качественного анализа картины теплоты и её распределения по поверхности ЭДО и времени процесса.

Заключение

Предложена концепция проектного облика экспериментального демонстрационного образца трёхслойных конструкций корпуса ракеты-носителя, основанная на замене алюминиевого сотового заполнителя на энергетический материал, в частности, на основе смесевых твёрдых ракетных топлив. При сжигании энергетического материала в условиях вакуума, в материале экспериментального демонстрационного образца происходит пиролиз, в том числе термическая деструкция материала образца.

Критерием эффективности процесса тепло- и массообмена при сжигании энергетического материала внутри экспериментального демонстрационного образца и, соответственно, проектного облика экспериментального демонстрационного образца, была принята температура обшивки.

Проведённые численные эксперименты показали принципиальную возможность существенного влияния проектного облика экспериментального демонстрационного образца на температуру обшивки и, соответственно, увеличение степени термической деструкции материала обшивки, увеличивая возможность диспергации экспериментального демонстрационного образца при аэродинамическом воздействии.

Полученные результаты будут использованы при разработке научно-методического подхода к проектированию элементов конструкции отделяющихся частей ракет-носителей, утилизируемых путём сжигания на пассивном участке траектории, с целью сокращения площадей, выделяемых под районы падения отделяющихся частей ракет-носителей.

Статья подготовлена за счёт гранта РНФ от 20.04.2023 г. № 23-29-10143 «Создание технологий конструирования хвостовых отсеков ракеты-носителя, утилизируемых на траектории спуска, с использованием высокоэнергетического материала».

Библиографический список

1. Авдошкин В.В., Аверкиев Н.Ф., Ардашов А.А., Арсеньев В.Н., Богачёв С.А., Болдырев К.Б., Булекбаев Д.А., Грибакин В.А., Дмитриев О.Ю., Елисейкин С.А., Карчин А.Ю., Кубасов И.Ю., Кулешов Ю.В., Маков А.Б., Пирогов С.Ю., Подрезов В.А., Полуаршинов А.М., Салов В.В., Силантьев С.Б., Типаев В.В. Проблемные вопросы использования трасс запусков космических аппаратов и районов падения отделяющихся частей ракет космического назначения. СПб: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2016. 372 с.
2. ОСТ 92-5156-90. Конструкции трёхслойные с обшивками из углепластика и алюминиевым сотовым наполнителем клеёные. Типовой технологический процесс изготовления. М.: Изд-во стандартов, 1991. 37 с.
3. Bonetti D., Medici G., Blanco Arnao G., Salvi S., Fabrizi A., Kerr M. Reusable payload fairings: Mission Engineering and GNC challenges // Proceedings of the 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (July, 01-04, 2019, Madrid, Spain). 2019. DOI: 10.13009/EUCASS2019-638
4. Trushlyakov V., Zharikov K., Dron' M., Iordan Yu., Davydovich D. Research of thermal loading of the separated rocket design elements in the atmospheric phase of the descent trajectory // Proceedings of the 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (July, 3-6, 2017, Milan, Italy). 2017. DOI: 10.13009/EUCASS2017-684
5. Monogarov K., Pivkina A., Grishin L., Frolov Y., Dilhan D. Uncontrolled re-entry of satellite parts after finishing their mission in LEO: Titanium alloy degradation by thermite reaction energy // Acta Astronautica. 2017. V. 135. P. 69-75. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.10.031
6. Monogarov K., Trushlyakov V., Zharikov K., Dron M., Iordan Y., Davydovich D., Melnikov I., Pivkina A. Utilization of thermite energy for re-entry disruption of detachable rocket elements made of composite polymeric material // Acta Astronautica. 2017. V. 150. P. 49-55. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.11.028
7. Korchagin M.A., Gavrilov A.I., Zarko V.E., Kiskin A.B., Iordan Yu.V., Trushlyakov V.I. Self-propagating high-temperature synthesis in mechanically activated mixtures of boron carbide and titanium // Combustion, Explosion and Shock Waves. 2017. V. 53, Iss. 6. P. 669-677. DOI: 10.1134/S0010508217060077
8. Trushlyakov V., Panichkin A., Lempert D., Shatrov Ya., Davydovich D. Method of heating of the separated parts of launch vehicle during the atmospheric phase of the descent trajectory // Acta Astronautica. 2018. V. 157. DOI: 10.1016/j.actaastro.2018.12.015
9. Трушляков В.И., Сурикова Ю.В., Давыдович Д.Ю. Способ минимизации зоны отчуждения отделяющейся части ступени ракеты-носителя и устройство для реализации: патент РФ № 2820714; опубл. 07.06.2024; бюл № 16.
10. Смердов А.А., Таирова Л.П., Баслык К.П., Артемьев А.В., Нелюб В.А., Бородулин А.С. Расчётно-экспериментальный анализ двух типов структур из углепластика для крупногабаритных ракетно-космических конструкций // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 7 (19). DOI: 10.18698/2308-6033-2013-7-859
11. Бурдюгов С.И., Батракова Г.М., Вайсман Я.И., Карманов В.В. Исследование эффектов термического разложения композиционных материалов конструкционного назначения // Химическая физика и мезоскопия. 2011. Т. 13, № 3. С. 319-325.
12. Смердов А.А., Таирова Л.П., Бахтин А.Г., Полиновский В.П. Экспериментальное исследование температурных и силовых воздействий на несущие конструкции ракет-носителей в условиях, соответствующих штатной эксплуатации // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. 2012. № 8 (8). DOI: 10.18698/2308-6033-2012-8-452

13. Таирова Л.П., Фан Ш.Т. Экспериментальное исследование фрагментов многостеночных композитных оболочек при термосиловом воздействии // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2015. № 8. С. 87-99. DOI: 10.7463/0815.0791764

14. Li H., Lv H., Zhang T., Han Q., Liu J., Xiong J., Guan Z. Modeling and evaluation of dynamic degradation behaviours of carbon fibre-reinforced epoxy composite shells // Applied Mathematical Modelling. 2022. V. 104. P. 21-33. DOI: 10.1016/j.apm.2021.11.015

15. Трушляков В.И., Жариков К.И., Лемперт Д.Б., Яновский Л.С. Исследование полимерных материалов для сжигания сбрасываемых частей летательных аппаратов // Журнал прикладной химии. 2021. Т. 94, № 1. С. 98-102. DOI: 10.31857/S0044461821010138

16. Mallick P.K. Fiber-reinforced composites: Materials, manufacturing, and design. Boca Raton: CRC press, 2007. 638 p. DOI: 10.1201/9781420005981

17. Mosquera M.G., Jamond M., Martínez-Alonso A., Tascón Juan M.D. Thermal transformations of Kevlar aramid fibers during pyrolysis: Infrared and thermal analysis studies // Chemistry of Materials. 1994. V. 6, Iss. 11. P. 1918-1924. DOI: 10.1021/cm00047a006

18. Bao Y., Ma Y., Zheng Z., Yang Y., Ji X. A thermal conductivity computation model of the carbon fiber reinforced polymer/aramid fiber reinforced polymer laminate considering the bi-material composite interfaces // Polymer Composites. 2023. V. 44, Iss. 5. P. 2735-2744. DOI: 10.1002/pc.27275

19. Cecen V., Tavman I.H., Kök M., Aydogdu Y. Epoxy-and polyester-based composites reinforced with glass, carbon and aramid fabrics: Measurement of heat capacity and thermal conductivity of composites by differential scanning calorimetry // Polymer Composites. 2009. V. 30, Iss. 9. P. 1299-1311. DOI: 10.1002/pc.20695

20. Yashas Gowda T.G., Vinod A., Madhu P., Mavinkere Rangappa S., Siengchin S., Jawaid M. Mechanical and thermal properties of flax/carbon/kevlar based epoxy hybrid composites // Polymer Composites. 2022. V. 43, Iss. 8. P. 5649-5662. DOI: 10.1002/pc.26880

21. Trushlyakov V.I., Panichkin A.V. Methodology for the design of combustible structures of separating launch vehicle parts // Journal of Spacecraft and Rockets. 2021. V. 58, Iss. 4. P. 1200-1206. DOI: 10.2514/1.A34920

22. Паничкин А.В., Трушляков В.И., Иордан Ю.В. Программа для расчета геометрических параметров конструкции заряда-заполнителя сжигаемого демонстратора. Форма «усложнённый прямоугольный канал»: свидетельство о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2020661061; опубл. 17.09.2020; бюл. № 9.

23. Архипов В.А., Глазунов А.А., Золотарев Н.Н., Козлов Е.А., Коротких А.Г., Кузнецов В.Т., Трушляков В.И. Анализ возможности сжигания элементов головного обтекателя ракеты-носителя // Физика горения и взрыва. 2023. Т. 59, № 5. С. 22-32. DOI: 10.15372/FGV2022.9215

INFLUENCE OF THE DESIGN CONCEPT OF AN EXPERIMENTAL DEMONSTRATION MODEL OF A ROCKET DESIGN ELEMENT ON THE PROCESS OF HEAT AND MASS TRANSFER

© 2025

V. I. Trushlyakov Doctor of Science (Engineering), Professor, Chief Researcher;
Omsk State Technical University, Omsk, Russian Federation; vatrushlyakov@yandex.ru

Yu. V. Surikova Candidate of Science (Engineering), Research Associate;
Omsk State Technical University, Omsk, Russian Federation; iordanyuliya@gmail.com

D. Yu. Davydovich Research Associate;
Omsk State Technical University, Omsk, Russian Federation; d-davydovich@mail.ru

A conceptual design of an experimental demonstration model of three-layer structure of a launch vehicle body is proposed, based on the replacement of aluminum honeycomb filler with an energy-related material, in particular, based on composite solid rocket propellants. When energy-related material is burned under vacuum conditions, pyrolysis occurs in the experimental demonstration model material, including thermal destruction of the experimental demonstration model material. The efficiency criterion for the heat and mass exchange process during the energy-related material combustion inside the experimental demonstrator and, accordingly, the design concept of the experimental demonstrator, is the skin temperature. After the thermal destruction process is completed in the experimental demonstrator pyrolysis process, in accordance with the proposed concept of creating the experimental demonstrator aerodynamic loading is carried out to assess the degree of dispersion of the experimental demonstrator. The conducted numerical experiments showed the fundamental possibility of significant influence of the design concept of the experimental demonstrator on the skin temperature and, accordingly, an increase in the degree of thermal destruction of the skin material and the possibility of dispersion of the experimental demonstrator under aerodynamic influence. Comparisons were made with the results of physical modeling of burning the experimental demonstrator with specific energy material, which were close to the results of numerical experiments.

Experimental demonstrator; design concept; combustion; energy-related material; shell; thermal destruction

Citation: Trushlyakov V.I., Surikova Yu.V., Davydovich D.Yu. Influence of the design concept of an experimental demonstration model of a rocket design element on the process of heat and mass transfer. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 2. P. 61-73. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-61-73

References

1. Avdoshkin V.V., Averkiev N.F., Ardashov A.A., Arsen'ev V.N., Bogachev S.A., Boldyrev K.B., Bulekbaev D.A., Gribakin V.A., Dmitriev O.Yu., Eliseykin S.A., Karchin A.Yu., Kubasov I.Yu., Kuleshov Yu.V., Makov A.B., Pirogov S.Yu., Podrezov V.A., Poluarshinov A.M., Salov V.V., Silant'ev S.B., Tipaev V.V. *Problemnye voprosy ispol'zovaniya trass zapuskov kosmicheskikh apparatov i rayonov padeniya otdeyayushchikhsya chastey raket kosmicheskogo naznacheniya* [Problematic issues of using spacecraft launch routes and booster drop zones]. SPb: Mozhaisky Military Space Academy Publ., 2016. 372 p.
2. OST 92-5156-90. Glued sandwich structures with sheeting made of carbon fibre and Aluminium honeycomb. Typical production process. Moscow: Izd-vo Standartov Publ., 1991. 37 p. (In Russ.)
3. Bonetti D., Medici G., Blanco Arnao G., Salvi S., Fabrizi A., Kerr M. Reusable payload fairings: Mission Engineering and GNC challenges. *Proceedings of the 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (July, 01-04, 2019, Madrid, Spain)*. 2019. DOI: 10.13009/EUCASS2019-638
4. Trushlyakov V., Zharikov K., Dron' M., Iordan Yu., Davydovich D. Research of thermal loading of the separated rocket design elements in the atmospheric phase of the descent trajectory. *Proceedings of the 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (July, 3-6, 2017, Milan, Italy)*. 2017. DOI: 10.13009/EUCASS2017-684
5. Monogarov K., Pivkina A., Grishin L., Frolov Y., Dilhan D. Uncontrolled re-entry of satellite parts after finishing their mission in LEO: Titanium alloy degradation by thermite reaction energy. *Acta Astronautica*. 2017. V. 135. P. 69-75. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.10.031
6. Monogarov K., Trushlyakov V., Zharikov K., Dron M., Iordan Y., Davydovich D., Melnikov I., Pivkina A. Utilization of thermite energy for re-entry disruption of detachable rocket elements made of composite polymeric material. *Acta Astronautica*. 2017. V. 150. P. 49-55. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.11.028
7. Korchagin M.A., Gavrilov A.I., Zarko V.E., Kiskin A.B., Iordan Yu.V., Trushlyakov V.I. Self-propagating high-temperature synthesis in mechanically activated mixtures of boron

carbide and titanium. *Combustion, Explosion and Shock Waves*. 2017. V. 53, Iss. 6. P. 669-677. DOI: 10.1134/S0010508217060077

8. Trushlyakov V., Panichkin A., Lempert D., Shatrov Ya., Davydovich D. Method of heating of the separated parts of launch vehicle during the atmospheric phase of the descent trajectory. *Acta Astronautica*. 2018. V. 157. DOI: 10.1016/j.actaastro.2018.12.015

9. Trushlyakov V.I., Surikova Yu.V., Davydovich D.Yu. *Sposob minimizatsii zony otchuzhdeniya otdelyayushcheyasya chasti stupeni rakety-nositelya i ustroystvo dlya realizatsii* [Method for minimizing exclusion zone of separating part of carrier rocket stage and device for implementation]. Patent RF, no. 2820714, 2024. (Publ. 07.06.2024. bull. no. 16)

10. Smerdov A.A., Tairova L.P., Baslyk K.P., Artemiev A.V., Nelyub V.A., Borodulin A.S. Experiment-calculated analysis of two types of CFRP structures for large size rocket-space structures. *Engineering Journal: Science and Innovation*. 2013. No. 7 (19). DOI: 10.18698/2308-6033-2013-7-859

11. Burdyugov S.I., Batrakova G.M., Vaisman Ya.I., Karmanov V.V. Investigation of the effects of thermal decomposition of composite materials for structural purposes. *Chemical Physics and Mesoscopics*. 2011. V. 13, Iss. 3. P. 319-325. (In Russ.)

12. Smerdov A.A., Tairova L.P., Bahtin A.G., Polinovskiy V.P. Experimental study of temperature and force actions on load-carrying structures of carrier rockets under conditions corresponding to normal operation. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University*. 2012. No. 8 (8). DOI: 10.18698/2308-6033-2012-8-452

13. Tairova L.P., Fan Sh.T. Experimental study of multi-walled composite shell fragments under thermal force effects. *Science and Education of the Bauman MSTU*. 2015. No. 8. P. 87-99. (In Russ.). DOI: 10.7463/0815.0791764

14. Li H., Lv H., Zhang T., Han Q., Liu J., Xiong J., Guan Z. Modeling and evaluation of dynamic degradation behaviours of carbon fibre-reinforced epoxy composite shells. *Applied Mathematical Modelling*. 2022. V. 104. P. 21-33. DOI: 10.1016/j.apm.2021.11.015

15. Trushlyakov V.I., Zharikov K.I., Lempert D.B., Yanovskii L.S. Polymer materials for combustion of discarded parts of aerospace vehicles. *Russian Journal of Applied Chemistry*. 2021. V. 94, Iss. 1. P. 94-98. DOI: 10.1134/S1070427221010134

16. Mallick P.K. *Fiber-reinforced composites: Materials, manufacturing, and design*. Boca Raton: CRC press, 2007. 638 p. DOI: 10.1201/9781420005981

17. Mosquera M.G., Jamond M., Martínez-Alonso A., Tascón Juan M.D. Thermal transformations of Kevlar aramid fibers during pyrolysis: Infrared and thermal analysis studies. *Chemistry of Materials*. 1994. V. 6, Iss. 11. P. 1918-1924. DOI: 10.1021/cm00047a006

18. Bao Y., Ma Y., Zheng Z., Yang Y., Ji X. A thermal conductivity computation model of the carbon fiber reinforced polymer/aramid fiber reinforced polymer laminate considering the bi-material composite interfaces. *Polymer Composites*. 2023. V. 44, Iss. 5. P. 2735-2744. DOI: 10.1002/pc.27275

19. Cecen V., Tavman I.H., Kök M., Aydogdu Y. Epoxy-and polyester-based composites reinforced with glass, carbon and aramid fabrics: Measurement of heat capacity and thermal conductivity of composites by differential scanning calorimetry. *Polymer Composites*. 2009. V. 30, Iss. 9. P. 1299-1311. DOI: 10.1002/pc.20695

20. Yashas Gowda T.G., Vinod A., Madhu P., Mavinkere Rangappa S., Siengchin S., Jawaid M. Mechanical and thermal properties of flax/carbon/kevlar based epoxy hybrid composites. *Polymer Composites*. 2022. V. 43, Iss. 8. P. 5649-5662. DOI: 10.1002/pc.26880

21. Trushlyakov V.I., Panichkin A.V. Methodology for the design of combustible structures of separating launch vehicle parts. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2021. V. 58, Iss. 4. P. 1200-1206. DOI: 10.2514/1.A34920

22. Panichkin A.V., Trushlyakov V.I., Iordan Yu.V. *Programma dlya rascheta geometricheskikh parametrov konstruksii zaryada-zapolnitelya szhigaemogo demonstratora. Forma «uslozhnennyy pryamougol'nyy kanal»* [Program for calculating the geometric parameters of the design of filler charge of a burned demonstrator]. Certificate of state registration of computer program no. 2020661061, 2020. (Publ. 17.09.2020, bull. no. 9)

23. Arkhipov V.A., Glazunov A.A., Zolotarev N.N., Kozlov E.A., Korotkikh A.G., Kuznetsov V.T., Trushlyakov V.I. Analyzing the possibility of burning the launcher nose cone elements. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 2023. V. 59, Iss. 5. P. 553-562. DOI: 10.1134/s0010508223050039

ТЕХНОЛОГИИ ВЫСОКОТОЧНОЙ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПРИВЯЗКИ И ВЫСОКОУРОВНЕВОЙ ОБРАБОТКИ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ИЗОБРАЖЕНИЙ

© 2025

В. А. Ушенкин кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник
НИИ обработки аэрокосмических изображений (НИИ «Фотон»);
Рязанский государственный радиотехнический
университет имени В.Ф. Уткина;
foton@rsreu.ru

Решается задача автоматического обеспечения высокоточной привязки радиолокационных космических изображений. Рассматриваются три варианта решения задачи: 1) путём фокусировки радиоголограмм с учётом калибровочных данных, содержащих поправки к измерениям угловой ориентации антенны радиолокатора в ходе съёмки; 2) путём автофокусировки радиоголограмм с уточнением значений доплеровского центроида и смещения шкалы быстрого времени (наклонной дальности); 3) путём корреляционно-экстремального совмещения радиолокационных и опорных изображений с уточнением траектории движения фазового центра антенны радиолокатора в ходе съёмки. Уменьшение погрешности геодезической привязки до величины, сопоставимой или не превышающей размер проекции пикселя изображения на земную поверхность, позволяет существенно упростить высокоуровневую обработку наборов разновременных радиолокационных изображений. Рассмотрены вопросы совмещения радиолокационных изображений при их высокоуровневой обработке на основе строгой геометрической модели и корреляционно-экстремального совмещения радиолокационных и оптических изображений при их комплексировании. Приведены результаты экспериментальных исследований в части оценки точности совмещения радиолокационных и оптических изображений. Визуальный контроль и полученная верхняя граница численной оценки погрешностей подтверждают пиксельную точность совмещения.

Радиолокационное космическое изображение; радиолокатор с синтезированной апертурой антенны; геодезическая привязка; высокоуровневая обработка; совмещение

Цитирование: Ушенкин В.А. Технологии высокоточной автоматической привязки и высокоуровневой обработки радиолокационных космических изображений // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 2. С. 74-86. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-74-86

Введение

Точность геодезической привязки является одной из основных характеристик материалов космического дистанционного зондирования Земли, в том числе изображений, формируемых космическими радиолокаторами с синтезированной апертурой антенны. В оптических системах основными факторами, ограничивающими точность привязки изображений, являются погрешности измерения направления визирования, включающие погрешности измерения угловой ориентации космического аппарата (внешние элементы ориентирования) и погрешности знания конструктивных и установочных углов съёмочной аппаратуры (внутренние элементы ориентирования) [1]. В радиолокационных системах бокового обзора с синтезом апертуры антенны требования к точности измерения углов снижаются. Привязка изображений основана на измерении наклонной дальности на траверзе и эффекте Доплера с учётом знания орбитального движения космического аппарата [2]. Знание угловой ориентации требуется при привязке лишь для разрешения азимутальной неоднозначности, период которой обычно составляет десятки километров в пересчёте на земную поверхность. Основное использование угловой ориентации в радиолокации осуществляется при синтезе изображения из радиоголограммы и последующей радиометрической коррекции [3]. Эффект Допле-

ра после разрешения азимутальной неоднозначности позволяет с высокой точностью привязать изображение при отсутствии ошибок измерения дальности, временных шкал и орбитального движения космического аппарата. Потенциально достижима привязка радиолокационного изображения с ошибкой, не превышающей шаг пикселя, что также подтверждается характеристиками зарубежных радиолокационных космических аппаратов. Это позволяет выполнять геометрическое совмещение разновременных радиолокационных изображений при их высокоуровневой обработке по строгой модели, без использования корреляционных методов.

Цель настоящей работы – разработка технологий высокоточной автоматической привязки радиолокационных изображений при различной точности измерительной информации, сопровождающей целевые данные. Также рассматривается вопрос совмещения качественно привязанных разновременных радиолокационных изображений при высокоуровневой обработке: по строгой модели при пиксельной точности совмещения и с дополнительным корреляционным субпиксельным уточнением при необходимости сверхточного совмещения. Кроме того, предлагается алгоритм корреляционно-экстремального совмещения радиолокационных изображений с оптическими снимками, отличающимися меньшей точностью привязки.

Основные источники ошибок геодезической привязки радиолокационных изображений

Строгая модель привязки изображений, сформированных радиолокаторами с синтетизированной апертурой антенны, имеет следующий вид.

В результате синтеза апертуры и устранения миграции по каналам дальности сжатый импульсный отклик радиолокатора регистрируется на нулевой доплеровской частоте по азимуту (вдоль столбца изображения) и минимальной наклонной дальности (дальности на траверзе) вдоль строки изображения. Помимо истинного нуля Доплера имеются ложные нули, сдвинутые друг относительно друга в частотной области на частоту повторения зондирующих импульсов. Во временной области сдвиг между ними в азимутальном направлении определяется отношением частоты повторения импульсов к скорости изменения доплеровской частоты. В пересчёте на земную поверхность этот сдвиг составляет единицы или десятки километров. Для правильного выбора нуля Доплера необходимо разрешить азимутальную неоднозначность, зная направление визирования с точностью не хуже нескольких десятых долей градуса. Если из-за ошибок измерения угловой ориентации антенны нуль Доплера выбран неправильно, наблюдается также сдвиг импульсного отклика в направлении наклонной дальности на десятки или сотни метров из-за некорректного устранения миграции по каналам дальности.

Если нуль Доплера выбран правильно, геодезическая привязка пикселя радиолокационного изображения заключается в решении системы уравнений вида:

$$\begin{cases} V_{px}(\eta_{\perp})(x - x_p(\eta_{\perp})) + V_{py}(\eta_{\perp})(y - y_p(\eta_{\perp})) + V_{pz}(\eta_{\perp})(z - z_p(\eta_{\perp})) = 0, \\ (x - x_p(\eta_{\perp}))^2 + (y - y_p(\eta_{\perp}))^2 + (z - z_p(\eta_{\perp}))^2 = \left(\frac{c\tau_{\perp}}{2} - \Delta R_{\text{атм}} \right)^2, \\ E(x, y, z, h) = 0, \end{cases} \quad (1)$$

где τ_{\perp} – значение так называемого быстрого времени для столбца радиолокационного изображения – задержка между излучением и приёмом эхо-сигнала в момент максимального сближения с наблюдаемой целью; η_{\perp} – значение медленного времени для строки радиолокационного изображения – момент максимального сближения с наблю-

даемой целью; (x, y, z) – координаты наблюдаемой цели в Гринвичской системе координат; $\mathbf{r}_p(\eta_\perp) = (x_p(\eta_\perp), y_p(\eta_\perp), z_p(\eta_\perp))^T$ и $\mathbf{V}_p(\eta_\perp) = (V_{px}(\eta_\perp), V_{py}(\eta_\perp), V_{pz}(\eta_\perp))^T$ – радиус-вектор положения и вектор скорости движения фазового центра антенны радиолокатора в момент времени η_\perp ; $\Delta R_{\text{атм}}$ – атмосферная задержка зондирующего сигнала; $E(x, y, z, h) = 0$ – уравнение поверхности, расположенной на геодезической высоте h над земным эллипсоидом.

Из (1) видны основные источники ошибок геодезической привязки (в дополнение к ошибкам угловой ориентации, влияющим на выбор нуля Доплера):

- 1) систематическая погрешность знания τ_\perp , вызванная задержками сигнала в приёмопередающем тракте радиолокатора;
- 2) систематическая погрешность η_\perp , вызванная сдвигами шкалы бортового времени;
- 3) ошибки навигационного обеспечения, вносящие погрешность в $\mathbf{r}_p(\eta_\perp)$ и $\mathbf{V}_p(\eta_\perp)$;
- 4) погрешности расчёта атмосферной задержки $\Delta R_{\text{атм}}$, вызванные недостаточно точным знанием состояния земной атмосферы (пространственного распределения давления, температуры и влагосодержания) и угла визирования;
- 5) погрешности знания геодезической высоты h наблюдаемой цели.

Первые три источника связаны с измерительной информацией, собираемой на космическом аппарате. Четвёртый источник связан с состоянием окружающей среды и не зависит от космического аппарата, однако его влияние достаточно мало: возможные вариации из-за изменения состояния атмосферы составляют лишь доли метра. Пятый источник погрешности связан с точностными характеристиками опорной информации о высотах объектов на наблюдаемом участке земной поверхности и также не зависит от космического аппарата. В отличие от оптических систем, в которых ошибка знания высоты ослабляется при геодезической привязке (и не оказывает никакого влияния при съёмке в надири), в радиолокации ошибка знания высоты усиливается при геодезической привязке в $\text{ctg } \alpha_{\text{пад}}$ раз, где $\alpha_{\text{пад}}$ – угол падения зондирующего сигнала. Минимизация этой ошибки возможна за счёт привлечения высокоточных опорных цифровых моделей высот наблюдаемого участка земной поверхности.

Обеспечение высокоточной привязки радиолокационных изображений на основе геометрических калибровок

Если измерительная информация обладает малой случайной погрешностью, возможно автоматическое обеспечение высокоточной привязки радиолокационных изображений за счёт устранения всех систематических ошибок путём проведения геометрических калибровок.

Целью геометрических калибровок является получение оценок систематических погрешностей:

- 1) угловой ориентации антенны за счёт уточнения установочных углов целевой аппаратуры и блоков определения координат звёзд;
- 2) шкалы быстрого времени τ_\perp ;
- 3) шкалы медленного времени η_\perp ;
- 4) смещения фазового центра антенны радиолокатора относительно центра масс космического аппарата.

Предлагается следующая технология проведения радиометрических калибровок.

На первом шаге оцениваются систематические погрешности установочных углов рысканья и тангажа. Для этого выполняются съёмки в маршрутном (полосовом) режиме нескольких радиометрически контрастных участков земной поверхности с последующим формированием радиолокационных изображений путём автофокусировки радиоголограмм.

Автофокусировка выполняется в автоматическом режиме в несколько итераций с разделением полной апертуры на две субапертуры и геометрическим совмещением изображений, синтезированных из двух субапертур, в соответствии с [4]. Рассогласование изображений вдоль строки даёт поправку к значению доплеровского центроида (среднего доплеровского сдвига частоты), а рассогласование вдоль столбца – поправку к значению скорости измерения доплеровской частоты. Первая поправка может быть пересчитана в поправки к углам рысканья и тангажа, вторая поправка – в поправки к шкале быстрого времени. Поправки рассчитываются по результатам нескольких съёмки с контролем их стабильности (поправки, рассчитанные по результатам одних съёмки, должны обеспечивать качественную фокусировку результатов других съёмки).

В результате первого шага получают окончательные значения поправок к углам рысканья и тангажа, которые можно использовать для расчёта значений доплеровского центроида при последующих фокусировках радиоголограмм, и предварительные значения поправок к шкале быстрого времени, точности которых достаточно для качественного синтеза изображения, но недостаточно для его качественной привязки.

На втором шаге оцениваются окончательные значения поправок к шкале быстрого времени, а также поправки к шкале медленного времени и смещению фазового центра антенны. Для этого выполняются съёмки под разными углами в наиболее детальном режиме радиолокатора (как правило, прожекторном) калибровочных полигонов, на которых имеются планово-высотные опознаки в виде уголковых отражателей. Навигационная информация об орбитальном движении космического аппарата должна быть обработана с максимальной (субметровой) точностью за счёт применения методов дифференциальной коррекции и учёта поправок к эфемеридам и атмосферных искажений.

Путём фокусировки радиоголограмм с учётом ранее найденных поправок к угловой ориентации синтезируются радиолокационные изображения, на которых оператор опознаёт характерные объекты путём указания номеров строки и столбца изображения, в которых они расположены, а также вводит опорные значения широты, долготы и высоты этих объектов. За счёт того, что опознаки являются уголковыми отражателями – яркими точечными объектами, становится возможным субпиксельное уточнение их положения на радиолокационном изображении как точки максимума радиояркости в окрестности пикселя, указанного оператором.

Для всех опознаков на всех изображениях составляются системы уравнений привязки (1), в которые вводятся неизвестные значения поправок $\Delta\tau_{\perp}$, $\Delta\eta_{\perp}$ и $\Delta\mathbf{r}$ (последняя поправка умножается на матрицу поворота, зависящую от угловой ориентации космического аппарата). Значения поправок находятся как псевдорешение переопределённой системы нелинейных уравнений, полученной путём объединения систем, составленных для всех опознаков.

После выполнения геометрической калибровки автоматическая высокоточная привязка радиолокационных изображений обеспечивается учётом найденных поправок к углам рысканья и тангажа при расчёте доплеровского центроида в ходе фокусировки радиоголограммы и учётом поправок $\Delta\tau_{\perp}$, $\Delta\eta_{\perp}$ и $\Delta\mathbf{r}$ при составлении системы уравнений (1) в ходе координатных расчётов для синтезированного изображения. Условием

достижения высокой точности является штатная работа измерительной аппаратуры на космическом аппарате.

Обеспечение высокоточной привязки радиолокационных изображений на основе автофокусировки радиоголограмм

В ходе срока активного существования космического аппарата возможны нештатные ситуации, когда отсутствует часть необходимых измерений на всем интервале радиолокационной съёмки. В этом случае описанная выше технология перестает обеспечивать необходимую точность привязки изображений.

Если в результате выхода из строя или засветки блоков координат звёзд отсутствуют или обладают меньшей точностью измерения угловой ориентации [5], высокоточная привязка может быть обеспечена с помощью следующей технологии.

В ходе наземной обработки целевой информации вместо фокусировки радиоголограммы с учётом калибровочных поправок выполняется автофокусировка с оценкой доплеровского центроида по сигналу радиоголограммы [4], после чего для синтезированного изображения обеспечивается качественная привязка с учётом калибровочных поправок $\Delta\tau_{\perp}$, $\Delta\eta_{\perp}$ и $\Delta\mathbf{r}$.

Автофокусировка корректно работает только для радиометрически контрастных участков земной поверхности и требует существенно больших вычислительных затрат, чем фокусировка, поэтому данную технологию следует применять лишь в нештатных ситуациях.

Обеспечение высокоточной привязки радиолокационных изображений на основе совмещения с опорными изображениями

Если в результате нештатной работы навигационной аппаратуры отсутствуют или обладают меньшей точностью измерения траектории орбитального движения космического аппарата, высокоточная привязка может быть обеспечена лишь с привлечением опорных изображений.

В худшем случае, когда измерения полностью отсутствуют и имеется только прогнозная информация об орбитальном движении, исходная погрешность привязки настолько велика, что не позволяет корректно сопоставить высоты наблюдаемых объектов пикселям радиолокационного изображения. Для данного случая предлагается следующая технология уточнения привязки.

Опорное изображение, представленное в картографической проекции, с привлечением цифровой модели высот трансформируется в антенную или путевую систему координат, в которой синтезировано из радиоголограммы радиолокационное изображение с неточной привязкой. Поскольку опорное изображение обладает точной привязкой, для него описанное геометрическое преобразование корректно: высоты применяются ровно к тем объектам, к которым они относятся.

Далее предлагается выполнять совмещение отдельных фрагментов радиолокационного и трансформированного опорного изображений. За счёт трансформации с привлечением цифровой модели высот остаточные геометрические рассогласования между радиолокационным и опорным изображениями должны описываться моделью с малым числом параметров, например, билинейной функцией вида:

$$\mathbf{p}_p = \mathbf{b} + p_{\text{оп}x} \mathbf{k}_x + p_{\text{оп}y} \mathbf{k}_y + p_{\text{оп}x} p_{\text{оп}y} \mathbf{k}_{xy}, \quad (2)$$

где $\mathbf{p}_p = (p_{px}, p_{py})^T$ – координаты пикселя радиолокационного изображения, соответствующего пикселю $\mathbf{p}_{\text{оп}} = (p_{\text{оп}x}, p_{\text{оп}y})^T$ опорного изображения.

Поскольку опорное высокоточное растровое покрытие для данных радиодиапазона в России в настоящее время не сформировано, в качестве опорных изображений могут применяться оптические снимки. Радиолокационная и оптическая информации достаточно разнородные, и их совмещение – сложная задача. Существуют различные площадные меры нелинейного сходства, например, взаимная информация (Mutual Information MI) [6], а также точечные дескрипторы [7], используемые для совмещения радиолокационных и оптических изображений. Однако точность точечных дескрипторов ограничивается малым размером окрестности, в которой они вычисляются, а площадные меры типа MI характеризуются недопустимо большим объёмом вычислений. В то же время классическое корреляционно-экстремальное совмещение, хотя и затрудняется разнородностью информации, может быть вычислительно эффективно реализовано на основе быстрого преобразования Фурье при достаточно большой площади анализируемого фрагмента и обширной области поиска.

Предлагается следующий алгоритм корреляционно-экстремального совмещения радиолокационного и опорного оптического изображений.

Шаг 1. Изображения приводятся к единому шагу дискретизации, величина которого выбирается так, чтобы возможная разность внутрикадровых искажений на изображениях из-за перепадов высот наблюдаемых объектов была субпиксельной. В случае метрового разрешения снимков и ошибок орбиты, не превышающих нескольких сотен метров, разность внутрикадровых искажений будет субпиксельной без необходимости увеличения шага дискретизации.

Шаг 2. Яркости пикселей радиолокационного изображения переводятся в логарифмическую шкалу.

Шаг 3. К изображениям применяется оператор Собеля. Шаги 2 и 3 позволяют уменьшить различия между совмещаемыми изображениями.

Шаг 4. Выбираются размер фрагмента для корреляции, размер области поиска и начальное значение шага между центрами соседних фрагментов (большее размера фрагмента).

Шаг 5. Для каждого фрагмента выполняется корреляционно-экстремальное совмещение. Затем фрагмент для корреляции делится на 4 части. Для каждой из частей также выполняется корреляционно-экстремальное совмещение. Если для фрагмента и всех его частей максимум коэффициента корреляции превышает выбранный порог, а положения точек максимума отличаются не более чем на выбранную величину, то результаты совмещения признаются надёжными. В противном случае результаты отбраковываются.

Шаг 6. На основе результатов совмещения отдельных фрагментов, признанных надёжными, выполняется построение по методу наименьших квадратов функции (2). Если среднее квадратическое отклонение (СКО) разброса координат центров фрагментов, вовлечённых в регрессию, по какой-либо оси оказывается мало, то во избежание усиления ошибки к краям снимка соответствующий этой оси коэффициент k обнуляется, а по методу наименьших квадратов находятся значения остальных коэффициентов в (2).

Шаг 7. Рассчитываются СКО отклонения результатов совмещения фрагментов от функции (2) по каждой из осей. Если рассчитанные СКО достаточно малы, на предыдущем шаге не выполнялось обнуление коэффициентов k и число фрагментов, вовлечённых в регрессию, достаточно велико, алгоритм завершает работу с построенной функцией (2) в качестве результата. В противном случае выполняются дальнейшие шаги.

Шаг 8. Выполняются начальная отбраковка результатов совмещения фрагментов, отклоняющихся от (2) сильнее, чем на утроенное СКО, повторное построение функции

(2) по меньшему числу фрагментов и пересчёт СКО. Если условие из шага 7 становится истинным, алгоритм завершает работу. В противном случае выполняются дальнейшие шаги.

Шаг 9. Итерационно выполняются отбраковка результатов совмещения фрагментов, отклоняющихся от (2) сильнее, чем на СКО, повторное построение функции (2) по меньшему числу фрагментов и пересчёт СКО, пока не будет выполнено условие из шага 7 без учёта требования к числу фрагментов. Если требование к числу фрагментов также выполнено, алгоритм завершает работу. В противном случае выполняются дальнейшие шаги.

Шаг 10. Уменьшается в 2 раза шаг между центрами соседних фрагментов для корреляции, и выполняется переход к шагу 5. При этом могут не перерассчитываться результаты совмещения фрагментов, уже полученные ранее для большего шага между центрами фрагментов. Если значение шага между центрами соседних фрагментов достигло минимально возможного значения, совмещение изображений признаётся неуспешным.

Если совмещение радиолокационного и опорного изображений было успешным, на основе полученных коэффициентов функции (2) рассчитывается поправка к орбитальному движению космического аппарата. Орбитальное движение может быть описано моделью возмущённой орбиты [8], включающей 6 параметров (координаты и вектор скорости космического аппарата в момент начала съёмки), рассчитываемых по методу наименьших квадратов.

Если автоматическое совмещение радиолокационного и опорного изображений было признано неуспешным, требуется уточнение привязки радиолокационного изображения с участием оператора.

Совмещение высокоточно привязанных радиолокационных изображений при высокоуровневой обработке

Разновременные радиолокационные изображения могут быть подвергнуты высокоуровневой обработке: амплитудному и когерентному анализу изменений, объединению в мозаики, интерферометрической обработке.

С учётом того, что из-за спекл-шума на радиолокационных изображениях отсутствуют границы объектов чёткой формы, для большинства видов высокоуровневой обработки достаточно пиксельной точности совмещения исходных изображений. Для высокоточно привязанных изображений такое совмещение может быть выполнено по строгой геометрической модели, основанной на (1), с учётом опорной цифровой модели высот.

В то же время интерферометрическая обработка [9 – 11] для корректного расчёта разности фаз требует совмещения исходных изображений с точностью до одной десятой пикселя. В этом случае сначала может быть выполнено предварительное совмещение по строгой модели, а затем осуществлено его субпиксельное корреляционно-экстремальное уточнение, как это описано в [12]. Область поиска корреляционно-экстремального уточнения задаётся малой, а поправка описывается полиномом малой степени. Это позволяет исключить появления значительных ошибок корреляционно-экстремального совмещения.

Совмещение высокоточно привязанных радиолокационных изображений с оптическими при высокоуровневой обработке

Одним из видов высокоуровневой обработки является комплексирование радиолокационных изображений с оптическими снимками видимого диапазона с целью облегчения восприятия человеком специфичной информации радиодиапазона [13].

Из-за большего влияния ошибок измерения угловой ориентации космического аппарата оптические снимки, как правило, отличаются меньшей точностью привязки, чем радиолокационные. Поэтому в данном случае совмещение по строгой геометрической модели не может обеспечить пиксельную точность, и требуется корреляционно-экстремальное совмещение.

Оно может быть организовано в соответствии с алгоритмом обеспечения привязки радиолокационных изображений по опорным снимкам со следующими модификациями.

Во-первых, поскольку радиолокационное изображение привязано точно, оно может быть корректно ортотрансформировано. Следовательно, совмещение выполняется не в антенной или путевой системах координат, а в картографической проекции.

Во-вторых, в соответствии с построенной функцией (2) уточняется привязка не радиолокационного, а оптического изображения. При этом выполняется трансформация оптического снимка по функции (2).

Экспериментальные исследования

Предложенные технологии реализованы в виде программного обеспечения. В рамках настоящей статьи приводятся результаты экспериментальных исследований предложенных технологий в части алгоритма совмещения радиолокационного и оптического изображений. Экспериментальные исследования автофокусировки приведены в [4]. Детальные экспериментальные исследования точности геометрической калибровки планируется выполнить после запуска отечественного радиолокационного космического аппарата «Обзор-Р».

Экспериментальные исследования алгоритма совмещения осуществлялись с использованием изображений от зарубежного радиолокационного космического аппарата «TerraSAR-X», отличающихся точностью привязки порядка 0,2 м (при наличии высокоточной опорной цифровой модели высот), оптического растрового покрытия в сервисе Google Планета Земля и цифровой модели высот Copernicus DEM.

Поскольку точность привязки данных сервиса Google Планета Земля неизвестна, алгоритм совмещения исследовался в варианте для комплексирования, когда оптическое изображение признается менее точно привязанным, чем радиолокационное. Точность совмещения контролировалась визуально. Более строгая численная оценка точности корреляционно-экстремального совмещения возможна лишь, когда для калибровочного полигона имеются высокоточные цифровая модель высот, оптическое и радиолокационное изображения. В настоящее время в открытом доступе все необходимые высокоточные данные на один и тот же участок земной поверхности отсутствуют.

При экспериментальных исследованиях использовались следующие значения параметров предложенного алгоритма:

- 1) размер фрагмента для корреляции 96×96 пикселей;
- 2) область поиска ± 32 пикселя по каждой оси;
- 3) начальное значение шага между центрами соседних фрагментов 384 пикселя;
- 4) минимальное значение шага между центрами соседних фрагментов 24 пикселя;
- 5) минимально допустимое значение максимума коэффициента корреляции 0,15;

6) предельное отличие координат точек максимума коэффициента корреляции для фрагмента целиком и четырех его частей 1 пиксель по каждой из осей;

7) пороговое значение СКО разброса координат центров фрагментов, вовлечённых в регрессию, 15% от ширины или высоты изображения (в зависимости от координатной оси) для обнуления коэффициента k ;

8) пороговое СКО отклонения результатов совмещения фрагментов от функции (2) для успешного завершения алгоритма 0,75 пикселя;

9) шаг пикселя совмещаемых изображений 4 м в картографической проекции UTM;

10) минимально допустимое число фрагментов, вовлечённых в регрессию, 100.

Исследования показали, что максимумы коэффициента корреляции отдельных фрагментов оптического и радиолокационного изображений принимают значения не выше 0,6...0,7. При этом точка максимума может соответствовать истинному сдвигу фрагментов друг относительно друга, начиная со значения максимума порядка 0,15. Данное соответствие из-за существенной разнородности совмещаемой информации наблюдается лишь в 10...20% случаев, но абсолютное большинство ложных результатов совмещения отбраковывается на шаге 5 предложенного алгоритма. Остальные ложные совмещения отбраковываются в ходе итерационной процедуры построения функции (2) на этапах 8 и 9 за счёт того, что их количество оказывается меньше, чем число корректных совмещений.

Наибольшее число фрагментов для совмещения находится в пределах равнинной местности (рис. 1, а). Для высотной городской застройки (рис. 1, б) наблюдается достаточно хорошая корреляция радиолокационного и оптического изображений, однако из-за недостаточной точности опорной цифровой матрицы высот на изображениях имеются внутрикадровые геометрические искажения высотных объектов (крыши зданий смещены относительно основания). Из-за указанных искажений результаты совмещения существенно отклоняются от регрессионной модели (2) и отбраковываются предложенным алгоритмом. Наиболее сложным сюжетом для корреляционного совмещения является горная местность (рис. 1, в). Различия объектов, представленных на радиолокационном и оптическом снимках, настолько велики, что даже оператору трудно понять, как смещены эти снимки друг относительно друга.

Для 80% результатов маршрутной съёмки «TerraSAR-X», участвовавших в исследованиях, предложенный алгоритм обеспечил положительный результат совмещения, пиксельная или субпиксельная точность которого подтверждена визуальным анализом.

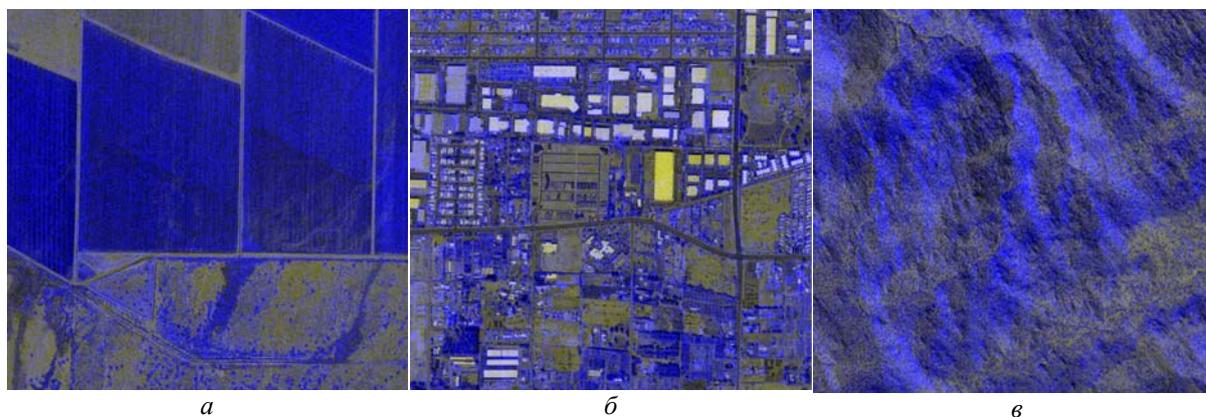


Рис. 1. Примеры совмещения радиолокационного (синий канал) и оптического (красный и зелёный каналы) изображений для равнинной местности (а), городской застройки (б) и горной местности (в)

Обнаруженные геометрические рассогласования снимков в виде среднеквадратического отклонения длины векторного значения функции (2) от нуля по полю снимков в пикселях и в пересчёте на земную поверхность приведены в таблице. Каждая строка таблицы соответствует порядковому номеру отдельного радиолокационного изображения от космического аппарата «TerraSAR-X», совмещаемого с оптическим снимком.

Для двух радиолокационных изображений неотбракованные результаты совмещения с оптическим оказались локализованы в пределах относительно небольших областей, что не позволило построить функцию (2), но если её заменить плоскопараллельным сдвигом на вектор \mathbf{b} , алгоритм даёт оценку рассогласования 0,76 пикселя для одного радиолокационного изображения и 0,82 пикселя для другого.

Из-за неизвестной точности привязки снимков сервиса Google Планета Земля эти значения включают как ошибку предложенного алгоритма совмещения, так и ошибку привязки снимков сервиса Google Планета Земля, но могут рассматриваться как верхняя граница погрешностей предложенного алгоритма.

Для изображений, полученных в прожекторном режиме съёмки, из-за малого размера кадра наблюдаемый участок поверхности может быть целиком представлен сложным сюжетом для корреляционного совмещения, поэтому предложенный алгоритм часто приводит к отрицательному результату. Для уменьшения вероятности отрицательного результата можно заменить билинейную функцию (2) на модель остаточных геометрических рассогласований в виде плоскопараллельного сдвига, описываемую вектором \mathbf{b} , за счёт пренебрежения вариациями геометрических рассогласований, которые в силу малого размера кадра будут несущественны.

Таблица. Среднеквадратические рассогласования радиолокационного и оптического снимков

№	Среднеквадратическое отклонение	
	пиксели	метры
1	0,98	3,93
2	–	–
3	0,66	2,63
4	0,65	2,60
5	0,78	3,12
6	1,55	6,19
7	1,21	4,84
8	1,63	6,50
9	1,14	4,55
10	–	–
В среднем	1,08	4,3

Заключение

В работе предложены технологии обеспечения высокоточной автоматической привязки радиолокационных изображений для трёх вариантов качества измерительной информации, сопровождающей изображение. Рассмотрены вопросы совмещения изображений при высокоуровневой обработке. Проведены экспериментальные исследования технологии на базе корреляционно-экстремального совмещения радиолокационного и оптического изображений. Визуальный контроль и полученная верхняя граница численной оценки погрешностей подтверждают пиксельную точность совмещения.

Библиографический список

1. Современные технологии обработки данных дистанционного зондирования Земли / под ред. В.В. Еремеева. М.: Физматлит, 2015. 460 с.
2. Егошкин Н.А., Еремеев В.В., Москвитин А.Э., Ушенкин В.А. Обработка информации от современных космических систем радиолокационного наблюдения Земли. М.: Физматлит, 2019. 320 с.
3. Ушенкин В.А. Математическая модель синтеза радиолокационных изображений дециметрового разрешения из радиоголограмм от космических РСА // Цифровая обработка сигналов. 2018. № 3. С. 21-25.
4. Ушенкин В.А. Оценивание доплеровского центроида при первичной обработке космических радиоголограмм маршрутного режима съёмки путём амплитудного анализа // Цифровая обработка сигналов. 2024. № 3. С. 31-39.
5. Кузнецов А.Е., Пошехонов В.И. Структурно-параметрический синтез компонентов малого космического аппарата картографического назначения // Вестник Рязанского государственного радиотехнического университета. 2019. № 69. С. 185-192. DOI: 10.21677/1995-4565-2019-69-185-192
6. Costantini M., Zavagli M., Martin J., Medina A., Barghini A., Naya J., Hernando C., Macina F., Ruiz I., Nicolas E., Fernandez S. Automatic coregistration of SAR and optical images exploiting complementary geometry and mutual information // Proceedings of the IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium, IGARSS 2018 (July, 22-27, 2018, Valencia, Spain). P. 8877-8880. DOI: 10.1109/IGARSS.2018.8519242
7. Paul S., Pati U.C. Automatic optical-to-SAR image registration using a structural descriptor // IET Image Processing. 2020. V. 14, Iss. 1. P. 62-73. DOI: 10.1049/iet-ipr.2019.0389
8. Егошкин Н.А. Обработка бортовой навигационной информации для высокоточной оперативной коррекции космических изображений // Цифровая обработка сигналов. 2017. № 4. С. 23-29.
9. Егошкин Н.А., Ушенкин В.А. Интерферометрическая обработка радиолокационной информации на основе комбинации методов развёртывания фазы // Вестник Рязанского государственного радиотехнического университета. 2015. № 54, ч. 2. С. 21-31.
10. Егошкин Н.А., Еремеев В.В., Москвитин А.Э., Ушенкин В.А. Формирование цифровых моделей рельефа на основе высокоточного развёртывания фазы интерферограмм от систем радиолокационной съёмки Земли // Радиотехника. 2016. № 11. С. 120-127.
11. Ушенкин В.А., Егошкин Н.А. Использование априорной информации при интерферометрической обработке высокодетальной радиолокационной информации // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 208-219. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-208-219
12. Егошкин Н.А., Ушенкин В.А. Совмещение высокодетальных изображений с использованием опорной цифровой модели рельефа при интерферометрической обработке радиолокационной информации // Вестник Рязанского государственного радиотехнического университета. 2015. № 51. С. 72-79.
13. Москвитин А.Э., Ушенкин В.А. Комплексирование радиолокационных и оптических изображений от космических систем дистанционного зондирования Земли // Радиотехника. 2019. Т. 83, № 5, ч. 2. С. 183-191. DOI: 10.18127/j00338486-201905(II)-20

TECHNOLOGIES FOR HIGH-PRECISION AUTOMATIC GEOREFERENCING AND HIGH-LEVEL PROCESSING OF SPACEBORNE SAR IMAGES

© 2025

V. A. Ushenkin PhD, Leading Researcher of Aerospace Image Processing Research Institute;
Ryazan State Radio Engineering University, Ryazan, Russian Federation;
foton@rsreu.ru

Georeferencing quality is one of the main characteristics of the Earth's surface images generated by spaceborne synthetic aperture radars. The paper considers the problem of automatic high-precision georeferencing of spaceborne synthetic aperture radar images. Three options for solving this problem are considered: by focusing the radio holograms with account of the calibration data which contain corrections to the radar antenna attitude measurements; by autofocusing of the holograms, specifying the Doppler centroid values, and estimating the slant range time scale shift; by correlation-extreme matching of radar and reference images, specifying the radar antenna phase center trajectory. Reducing the georeferencing error to a value comparable to or not exceeding the size of the image pixel projection onto the earth's surface makes it possible to significantly simplify high-level processing of multi-temporal synthetic aperture radar image sets. The issues of radar images' matching based on a strict geometric model in their high-level processing and radar and optical images' correlation-extreme matching in their integration are also considered. The results of experimental research in terms of assessing radar and optical images' matching accuracy are presented. Visual inspection and the obtained upper limit of the numerical error estimate confirm the pixel accuracy of the matching.

Radar space mage; synthetic aperture radar; georeferencing; high-level processing; matching

Citation: Ushenkin V.A. Technologies for high-precision automatic georeferencing and high-level processing of spaceborne SAR images. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 2. P. 74-86. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-74-86

References

1. *Sovremennyye tekhnologii obrabotki dannykh distantsionnogo zondirovaniya Zemli* [Modern technologies for the Earth remote sensing data processing / ed. by V.V. Ereemeev]. Moscow: Fizmatlit Publ., 2015. 460 p.
2. Egoshkin N.A., Ereemeev V.V., Moskvitin A.E., Ushenkin V.A. *Obrabotka informatsii ot sovremennykh kosmicheskikh sistem radiolokatsionnogo nablyudeniya Zemli* [Processing of data from modern space systems of Earth remote sensing radar systems]. Moscow: Fizmatlit Publ., 2019. 320 p.
3. Ushenkin V.A. Decimeter-resolution spaceborne SAR raw data focusing model. *Digital Signal Processing*. 2018. No. 3. P. 21-25. (In Russ.)
4. Ushenkin V.A. Doppler centroid estimation in primary processing of spaceborne StripMap SAR raw data by amplitude analysis. *Digital Signal Processing*. 2024. No. 3. P. 31-39. (In Russ.)
5. Kuznecov A.E., Poshekhonov V.I. Structural and parametric synthesis of cartographic small spacecraft components. *Vestnik of Ryazan State Radio Engineering University*. 2019. No. 69. P. 185-192. (In Russ.). DOI: 10.21677/1995-4565-2019-69-185-192
6. Costantini M., Zavagli M., Martin J., Medina A., Barghini A., Naya J., Hernando C., Macina F., Ruiz I., Nicolas E., Fernandez S. Automatic coregistration of SAR and optical images exploiting complementary geometry and mutual information. *Proceedings of the IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium, IGARSS 2018 (July, 22-27, 2018, Valencia, Spain)*. P. 8877-8880. DOI: 10.1109/IGARSS.2018.8519242
7. Paul S., Pati U.C. Automatic optical-to-SAR image registration using a structural descriptor. *IET Image Processing*. 2020. V. 14, Iss. 1. P. 62-73. DOI: 10.1049/iet-ipr.2019.0389

8. Egoshkin N.A. Processing satellite navigation information for high-speed operational correction of remote sensing images. *Digital Signal Processing*. 2017. No. 4. P. 23-29. (In Russ.)

9. Egoshkin N.A., Ushenkin V.A. Interferometric processing of SAR data based on combining of phase unwrapping methods. *Vestnik of Ryazan State Radio Engineering University*. 2015. No. 54, part 2. P. 21-31. (In Russ.)

10. Egoshkin N.A., Ereemeev V.V., Moskvitin A.E., Ushenkin V.A. Digital elevation models generation based on high-precision phase unwrapping of SAR interferograms. *Radioengineering*. 2016. No. 11. P. 120-127. (In Russ.)

11. Ushenkin V.A., Egoshkin N.A. Using apriori information in interferometric processing of high resolution SAR data. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 208-219. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-208-219

12. Egoshkin N.A., Ushenkin V.A. DEM-assisted high resolution image coregistration for InSAR processing. *Vestnik of Ryazan State Radio Engineering University*. 2015. No. 51. P. 72-79. (In Russ.)

13. Moskvitin A.E., Ushenkin V.A. Fusion of radar and optical images from the Earth remote sensing systems. *Radioengineering*. 2019. V. 83, no. 5, part 2. P. 183-191. (In Russ.). DOI: 10.18127/j00338486-201905(II)-20

ЦЕЛЕВОЕ ПЛАНИРОВАНИЕ РАБОТЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С УЧЁТОМ ДИНАМИКИ ИЗМЕНЕНИЯ ПРИОРИТЕТНОСТИ

© 2025

Р. Р. Халилов кандидат технических наук, начальник Центра получения и обработки информации «Самара»;
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
halilovr82@mail.ru

Представлен алгоритм оптимизации целевой работы космического аппарата за счёт включения в алгоритм планирования требований по разграничению потребителей, облачности и динамики изменения приоритетности районов съёмки. Также в статье представлены результаты статистического имитационного моделирования разработанного алгоритма и отмечены ключевые выводы, необходимые для организации работы по развитию коммерческого направления дистанционного зондирования Земли из космоса, а также разработки космических аппаратов на основе группировок малых космических аппаратов.

Целевое планирование; космический аппарат; статистическое имитационное моделирование; группировка малых космических аппаратов

Цитирование: Халилов Р.Р. Целевое планирование работы оптико-электронного космического аппарата с учётом динамики изменения приоритетности // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 2. С. 87-97. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-87-97

Опытно-технологический малый космический аппарат (МКА) «АИСТ-2Д» был запущен 28 апреля 2016 г. с космодрома «Восточный» и является совместной разработкой АО «РКЦ «Прогресс» и Самарского университета имени академика С.П. Королёва. На борту МКА «АИСТ-2Д» размещено оптическое и радиолокационное оборудование дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), научная аппаратура (НА) и высокочастотная радиолиния передачи информации на пункт приёма информации [1; 2].

Вариант логического построения алгоритма целевого планирования, приведённый в настоящей статье, был разработан исходя из опыта работы с МКА «АИСТ-2Д». Прежде всего, представленный алгоритм является необходимым инструментом планировщика для оценки лучшего из вариантов рабочей программы целевой аппаратуры или является основой программного обеспечения, которое решает задачу оптимального составления программы работы целевой аппаратуры космического аппарата (КА) при работе с различными потребителями. В алгоритме отсутствуют ограничения на целевую и обеспечивающую аппаратуру, т.к. техническая невозможность автоматически становится ограничением алгоритмическим, а расширенные возможности одной аппаратуры могут быть компенсацией ограничений, накладываемых на другую.

В настоящее время есть значительное количество работ по целевому планированию съёмки оптико-электронным КА дистанционного зондирования Земли [3 – 8]. В представленных работах в основном решаются задачи выбора того или иного участка земной поверхности либо с точки зрения минимизации времени на съёмку, либо максимизации скорости выполнения задачи с наивысшим приоритетом. Оба подхода имеют свои недостатки: первый не учитывает разграничения потребителей по приоритету, второй практически не даёт возможности для съёмки потребителям с низким уровнем приоритета. При этом не учитывается, что оптическая съёмка зависит от метеорологических условий, создавая дополнительную неопределённость в процессе выбора. К тому же, территория потенциального интереса связана непосредственно с экономической,

экологической, политической и техногенной деятельностью людей, которая также вносит дополнительный элемент неопределённости в выбор наиболее интересного участка для съёмки. При этом очень важно учитывать текущую обстановку для съёмки и планировать работу КА в динамике, т.к. любой самый стройный алгоритм оптимального планирования работы целевой аппаратуры КА, не учитывающий это, будет разрушен одной не отснятой съёмкой. Примеры покрытия съёмками заявленной территории представлены на рис. 1.

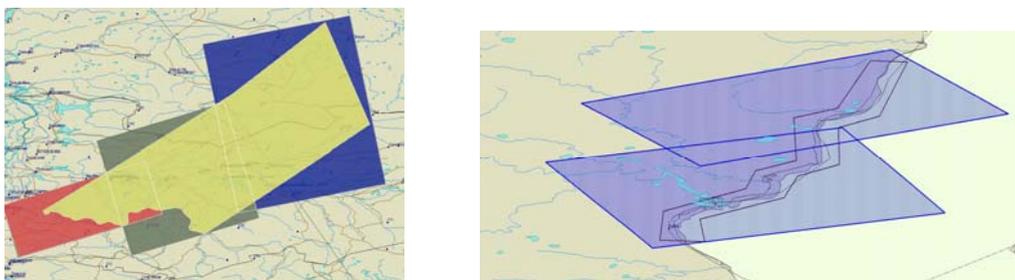


Рис. 1. Примеры покрытия съёмками заявленной территории

На рис. 1 территория интереса изображена криволинейной фигурой, а возможные маршруты съёмки четырёхугольниками, закрытие криволинейной фигуры четырёхугольниками показывает за какое количество проходов возможно снять КА территорию интереса, с учётом ограничений, отмеченных в заявке на съёмку и технических возможностей КА. Количество проходов съёмки и их последовательность выбирается из учёта скорейшего выполнения заявки, при этом максимизируется площадь снимаемой территории с учётом всех заявок, представленных на планирование. При этом приоритетность заявки является доминирующим фактором над вероятностным прогнозом облачности. Это приводит, как видно из рис. 1, к необходимости повторения съёмки в случае закрытия облаками снимаемого участка территории интереса. Таким образом, оптимальная рабочая программа, основанная на условиях, описанных выше, разработанная в комплексе планирования, на практике не решает возложенные на неё задачи и приводит к неэффективному использованию ресурса КА.

На рис. 2 схематично представлена некоторая территория интереса в моменты времени t_1 и t_2 . Данная территория интереса разделена на районы, на которые гипотетический заказчик устанавливает приоритетность съёмки, этот приоритет отмечен в ячейке первой цифрой. При этом каждый район имеет свою вероятность выполнения заявки на съёмку, влияние на вероятность выполнения в значительной мере оказывает облачность в районе интереса. Значение вероятности выполнения отмечено в каждой ячейке через наклонную черту. Как видно из рис. 2, необходимо учитывать не только приоритетность съёмки, но и возможность её выполнения с учётом смены приоритетов во времени, что приводит к необходимости учитывать как облачность в районе съёмки, так и неизменность приоритета. Примером потребителя данных с высокой динамикой изменения приоритетности может быть Министерство Российской Федерации по делам гражданской обороны, чрезвычайным ситуациям и ликвидации последствий стихийных бедствий. С низкой динамикой приоритетности могут быть физические лица, которые заказывают съёмку, например, для решения задач кадастра или представления доказательств хозяйственной деятельности на земельном участке, находящемся в собственности.

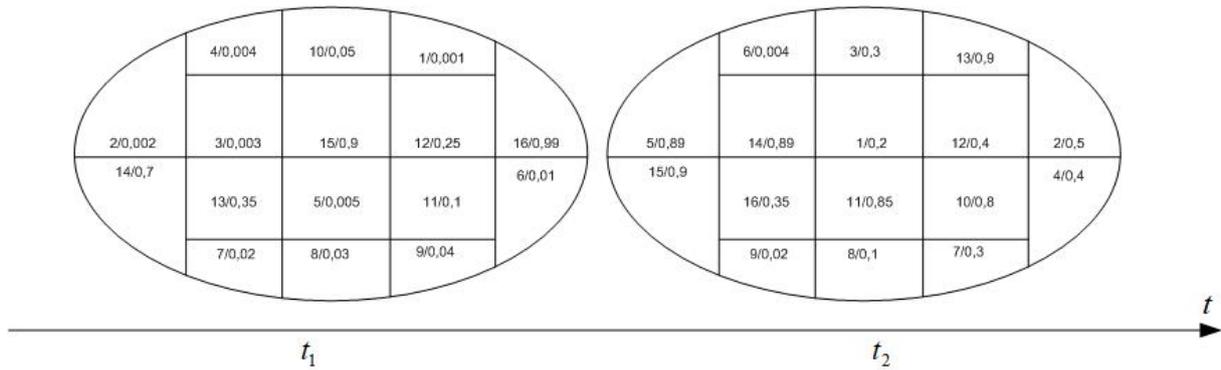


Рис. 2. Динамика изменения приоритетности и вероятности выполнения съёмки

Составим далее алгоритм планирования с ограничениями на планирование и особенности потребителя, учитывая его динамичность в изменении приоритетности заявок на съёмку.

Рассмотрим некоторые варианты постановки задачи на съёмку.

Вариант 1: отсутствуют ограничения съёмки по дате исполнения и ограничения, связанные с работой обеспечивающих систем КА. Оптимальным будет следующий вариант съёмки:

$$\min_i (t_k)_i, \text{ при условии } \sum_j S_{i,k,j} \geq S_{\text{общ}}^i,$$

где i – территория интереса; j – номер съёмки; k – вариант построения целевой задачи на интервале планирования; t_k – время, затрачиваемое на выполнение варианта k ; $S_{\text{общ}}^i$ – общая площадь территории для i -ой территории интереса; $S_{i,k,j}$ – площадь маршрута съёмки для i -ой территории интереса и k .

Вариант 1 постановки задачи на съёмку, наверное, можно назвать идеализированной постановкой задачи, т.к. при реальной постановке задачи всегда есть ограничение съёмки временным периодом, и есть вероятность не снять заявленную территорию в полном объёме, тогда исходное полное покрытие района интереса заменятся максимально возможным в заданном промежутке времени.

Вариант 2 от варианта 1 будет отличаться тем, что планирование съёмки ограничено временным интервалом. Оптимальным будет вариант, при котором результат съёмки (площадь отснятой территории) будет максимальным. Площадь покрытия i -ой территории интереса за выделенный интервал времени

$$R_{i,k} = \sum_j S_{i,k,j},$$

тогда решающее правило будет выглядеть следующим образом:

$$R_{\text{общ}} = \max_k \sum_i R_{i,k}. \quad (1)$$

Вариант 2 – это вариант для планирования без учёта приоритетов на съёмку (разграничения потребителей) и облачности в районах съёмки.

Вариант 3 от варианта 2 отличается учётом возможного наличия облаков над территорией интереса, а также учитывает тот факт, что потребители, отправившие заявку на съёмку, имеют разную категорию, которая может ускорить съёмку или отодвинуть заявку в очереди на съёмку. Для категорирования потребителей при планировании введём весовой коэффициент P_i , и введём параметр $C_{i,k,j}$ – коэффициент закрытия обла-

ками района интереса, который изменяется в диапазоне от 0 до 1. Тогда решающее правило для варианта 3 будет выглядеть следующим образом:

$$P_{\text{общ}} = \max_k \sum_i P_i \sum_j S_{i,k,j} C_{i,k,j}, \quad (2)$$

где $P_{\text{общ}}$ – показатель эффективности, выбранный из k вариантов рабочих программ, имеющий физический смысл снимаемой площади. Замена площади на показатель эффективности вводится для того, чтобы разделить понятие максимальной снимаемой площади и максимальной снимаемой площади, которая идёт для дальнейшего целевого применения.

Решающее правило (2) полностью учитывает приоритетность потребителей и возможность выполнения поставленной задачи. Однако вариант 3 и решающее правило (2) не учитывают динамику изменения приоритетности территории, пример которой был рассмотрен при анализе рис. 2. Таким образом, не имея возможности предсказать действия потребителя в конкретной съёмке разумно его действия описать вероятностной оценкой для данной съёмки. Введём вероятность неизменности приоритета $p_i^{\text{неизм}}$, т.е. будет ли интерес к заявленной территории сохраняться с тем же уровнем приоритетности. Чем выше вероятность неизменности приоритета, тем меньше динамика изменения приоритетности, тем стабильнее интерес потребителя к территории. Введя $p_i^{\text{неизм}}$, определим решающее правило для целевого планирования с учётом динамически изменяющихся задач следующим образом:

$$P_{\text{общ}} = \max_k \sum_i P_i p_i^{\text{неизм}} \sum_j S_{i,k,j} C_{i,k,j}. \quad (3)$$

Выражение (3) отражает максимальную величину показателя эффективности от набора съёмок в данной рабочей программе.

Для исследования алгоритма с решающим правилом (3) для формирования съёмочной программы КА было проведено статистическое имитационное моделирование влияния случайного набора параметров, используемых в формуле (3), на принятие решения о выборе набора съёмок в рабочей программе съёмочной аппаратуры, которая закладывается на борт КА. Моделирование проводилось со следующими исходными данными:

- пять вариантов снимаемой площади: 1 км² (номер варианта 1), 10 км² (номер варианта 2), 100 км² (номер варианта 3), 1000 км² (номер варианта 4) и 10 000 км² (номер варианта 5);
- случайные характеристики закрытия облачностью района съёмки;
- приоритетность и неизменность приоритета.

Закон распределения случайных величин был равномерным. Результатом моделирования стал вычисленный показатель эффективности для каждого из пяти значений снимаемой площади. В моделировании не учитывались такие факторы, как сезонность и расположение территории на поверхности Земли, сравнение количества заказчиков с потребностью снять одним маршрутом территорию в 10 000 км², 1 км² или других используемых вариантов, т.к. целью моделирования являлось сравнение рассматриваемых вариантов съёмки в равных условиях.

Сравнение результатов было проведено по двум направлениям:

1. Показатели эффективности сравнивались между собой, и тот, что был больше, выбирался со своим вариантом съёмки, который запоминался в каждом опыте, количество которых составляло 10 000.

2. Показатели эффективности по результатам опытов суммировались по всем 10 000 опытам для съёмок площадью 1 км², по 1000 опытам для съёмок площадью 10 км², по 100 опытам для съёмок площадью 100 км², по 10 опытам для съёмок площадью 1000 км², для площади 10 000 км² показатели эффективности были неизменны. Затем сумма показателей эффективности от съёмок в 1 км² сравнивалась с десятью показателями эффективности от суммы съёмок в 10 км², 100 показателями эффективности от суммы съёмок в 100 км², 1000 показателями эффективности от суммы съёмок в 1000 км² и 10 000 показателями эффективности от съёмки в 10 000 км². Показатели эффективности сравнивались между собой, и тот, что был больше, выбирался со своим вариантом съёмки, который запоминался в каждом опыте. Сравнений было 10 000. Результаты статистического имитационного моделирования представлены на рис. 3.

Аналогично было проведено моделирование для алгоритма с решающим правилом (2), получены результаты и для варианта, при котором отсутствует вероятность неизменности приоритета $p_i^{\text{неизм}}$. Полученные результаты представлены на рис. 4.

По варианту снимаемой площади 1 было проведено моделирование для алгоритма с решающим правилом (3) и (2) с расширенным числом сравнений, число которых составляло 10 000 000. Результаты статистического имитационного моделирования для этого эксперимента представлены на рис. 5.

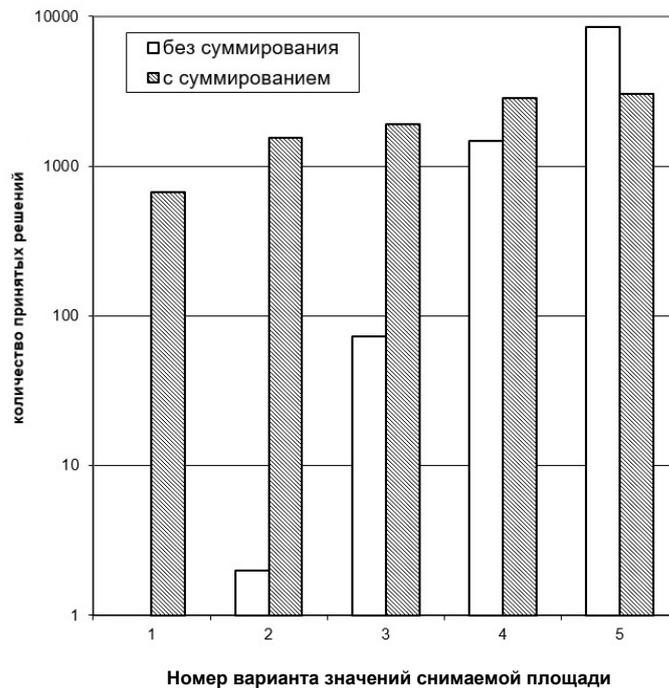


Рис. 3. Распределение количества принятых решений в пользу вариантов при моделировании алгоритма с решающим правилом (3) и числом сравнений 10 000

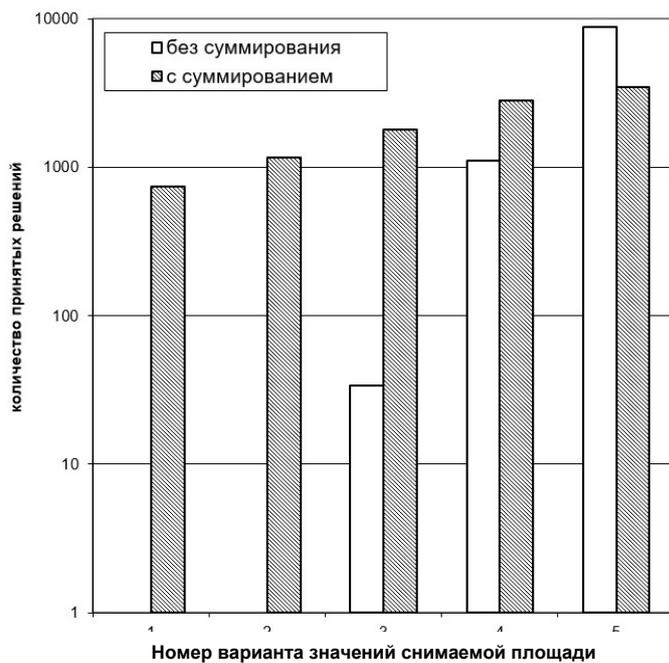


Рис. 4. Распределение количества принятых решений в пользу вариантов при моделировании алгоритма с решающим правилом (2) и числом сравнений 10 000

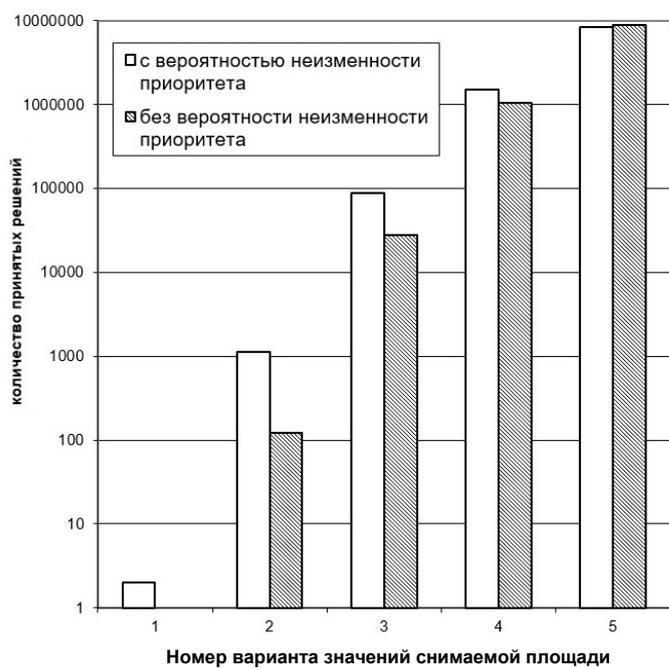


Рис. 5. Распределение количества принятых решений в пользу вариантов при моделировании алгоритма с решающим правилом (3) и числом сравнений 10 000 000

Из анализа диаграмм, представленных на рис. 3 – 5, можно сделать следующие выводы:

– максимизация площади съёмки без учёта облачности и вероятности неизменности приоритета не обеспечит эффективного использования КА при съёмке территорий, т.к. значительная облачность в районе съёмки сделает полученную информацию непригодной для целевого использования, а смена приоритета за время отработки заявки на съёмку сделает съёмку ненужной потребителю;

– совокупный набор съёмок может иметь показатель эффективности в ряде случаев больший, чем у одной большой территории, т.е. при планировании может быть ситуация, в которой планирование малых по площади территорий будет эффективнее планирования большой территории.

Необходимо отметить, что моделирование проводилось при условии, что разница по площади между вариантами отличалась порядками, при этом по условиям планирования расположение территории и сезонность не учитывались. Для сопоставления результатов моделирования с возможностями реального КА приведём используемые в моделировании площади к возможностям съёмки МКА «АИСТ-2Д». Минимальная снимаемая площадь МКА «АИСТ-2Д» составляет 400 км^2 , это определяется шириной полосы захвата в 40 км при съёмке в надир [1]. Тогда анализируемые варианты будут различаться следующим образом: 400 км^2 (номер варианта 1), 4000 км^2 (номер варианта 2), $40\,000 \text{ км}^2$ (номер варианта 3), $400\,000 \text{ км}^2$ (номер варианта 4) и $4\,000\,000 \text{ км}^2$ (номер варианта 5). Вариант 5 практически невозможно отснять одним маршрутом, в том числе несколькими за сутки, а вариант 4 трудно отснять. Тем не менее вариант 1 при моделировании мог конкурировать с вариантами 4 и 5, что говорит о необходимости учитывать все представленные в формуле (3) значения для точного составления программы съёмки КА в рабочей программе.

Для демонстрации закрытия облаками районов съёмки представлены рис. 6 – 11. На рисунках в левой части изображён маршрут съёмки над потенциальной территорией интереса, а в правой он же, но с добавлением уровня облачности. Данные получены с помощью специального программного обеспечения наземных средств управления, приёма и обработки информации МКА «АИСТ-2Д» [1]. Из рисунков видно, что увеличение полосы захвата не приведёт к получению большей информации о снимаемой территории. На всех континентах встречается ситуация, при которой съёмка маршрута широкой полосой захвата и узкой не будет значительно отличаться по объёму полученной для целевого использования информации, т.к. облачность на маршруте не позволяет получить информацию о состоянии подстилающей поверхности Земли.

Из результатов моделирования и данных, полученных с помощью специального программного обеспечения наземных средств управления, приёма и обработки информации МКА «АИСТ-2Д», можно сделать следующий вывод: алгоритм планирования с решающим правилом (3) работоспособен и адаптивен для планирования съёмки для различных групп потребителей в различных условиях съёмки. При этом группировка нескольких КА с малой полосой захвата, суммарно совпадающей с одним КА с широкой полосой захвата при одинаковом пространственном разрешении и других одинаковых параметрах обеспечивающего и целевого оборудования, с учётом планирования съёмки по (3), может быть эффективнее одного КА с широкой полосой захвата.

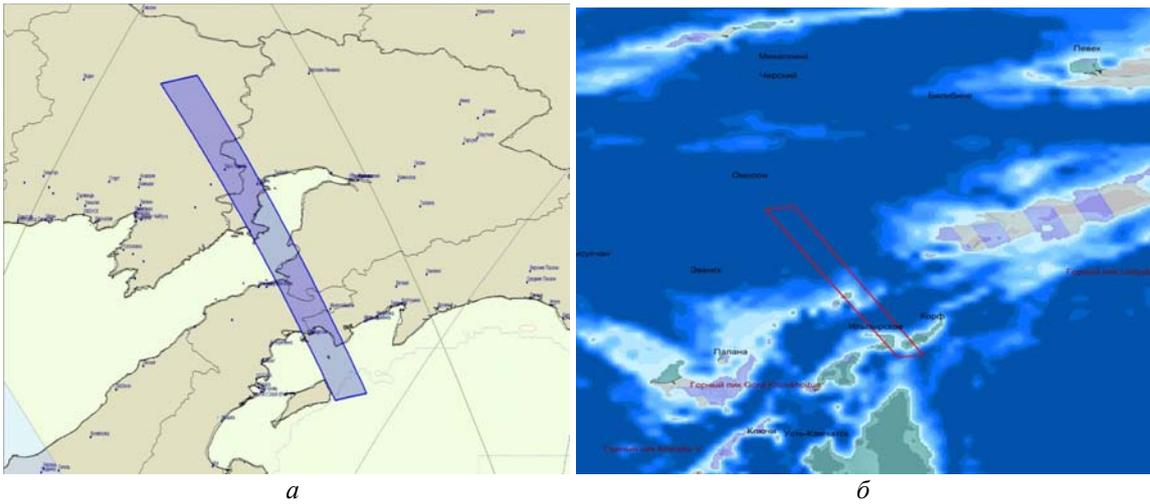


Рис. 9. Маршрут съёмки над территорией Дальнего Востока:
а – без облачности; б – с учётом облачности

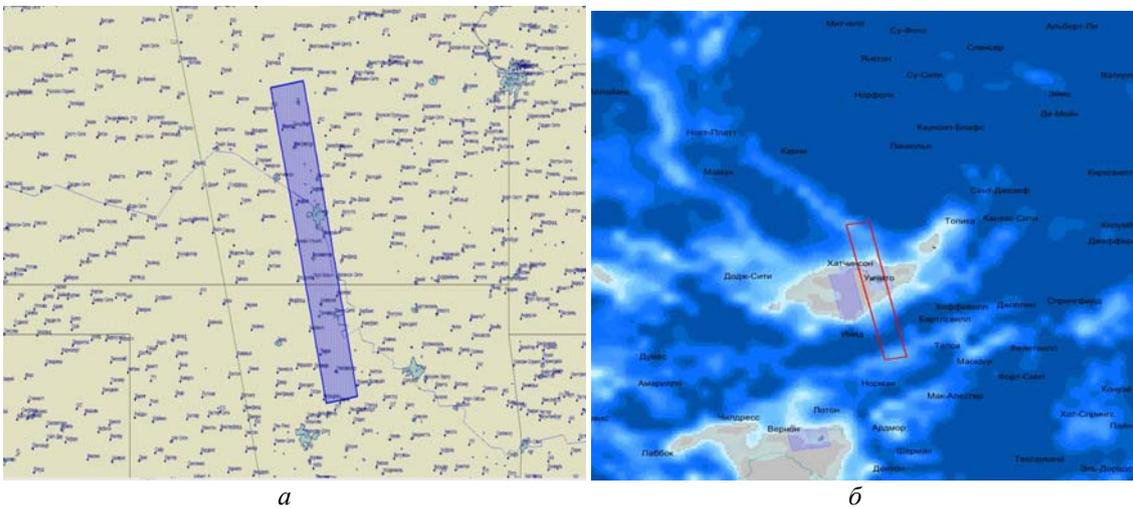


Рис. 10. Маршрут съёмки над территорией Северной Америки:
а – без облачности; б – с учётом облачности

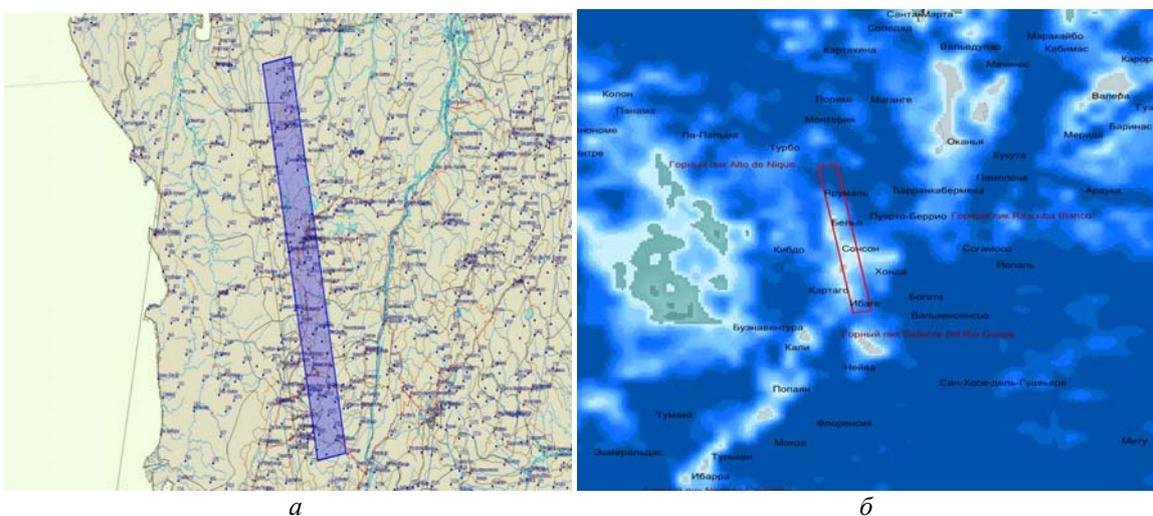


Рис. 11. Маршрут съёмки над территорией Южной Америки:
а – без облачности; б – с учётом облачности

Исходя из решающего правила (3) и результатов моделирования, можно сделать следующие выводы.

1. Алгоритм планирования с решающим правилом (3) эффективен при планировании съёмки для различных групп потребителей в различных условиях съёмки.

2. При реализации заявок низкоприоритетных потребителей алгоритм планирования по формуле (3) позволит более эффективно использовать возможности КА, особенно это важно для коммерческого использования.

Библиографический список

1. Кирилин А.Н., Аншаков Г.П., Шахматов Е.В., Ткаченко С.И., Бакланов А.И., Салмин В.В., Сёмкин Н.Д., Ткаченко И.С., Горячкин О.В. Опыт-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д». Самара: СамНЦ РАН, 2017. 324 с.

2. Ахметов Р.Н., Стратилатов Н.Р., Абрашкин В.И., Халилов Р.Р., Ткаченко С.И., Космодемьянский Е.В., Борисов М.В., Ткаченко И.С., Вагнер О.И., Нураева С.П., Власенко О.В. Опыт-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д». Первые результаты и перспективы // Сб. материалов XIII Научно-технической конференции «Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли» (12-18 сентября 2016 г., Сочи). Калуга: Манускрипт, 2016. С. 23-27.

3. Sun K., Li J., Chen Y., He R. Multi-objective mission planning problem of agile Earth observing satellites // Proceedings of the 12th International Conference on Space Operations (June, 11-15, 2012, Stockholm, Sweden). 2012. DOI: 10.2514/6.2012-1294148

4. Малышев В.В., Бобронников В.Т., Дарных В.В., Шидловский А.В. Планирование целевого функционирования спутниковых систем мониторинга: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2002. 79 с.

5. Галузин В.А., Симонова Е.В. Планирование съёмки площадных объектов наблюдения группировкой космических аппаратов // Известия Самарского научного центра РАН. 2018. Т. 20, № 6-2 (86). С. 344-351.

6. Скобелев П.О., Скимунт В.К., Симонова Е.В., Жилыев А.А., Травин В.С. Планирование целевого применения группировки космических аппаратов дистанционного зондирования Земли с использованием мультиагентных технологий // Известия ЮФУ. Технические науки. 2015. № 10 (171). С. 60-70.

7. Горелов Ю.Н., Юрин В.Е. Об оптимальном многомаршрутном сканировании для космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Известия Самарского научного центра РАН. 2013. Т. 15, № 6. С. 140-147.

8. Емельянов А.А., Малышев В.В., Смольянинов Ю.А., Старков А.В. Формализация задачи оперативного планирования целевого функционирования разнотипных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Труды МАИ. 2017. № 96. <https://trudymai.ru/published.php?ID=85921&mobile=Y>

EFFECTIVE TARGETED PLANNING OF OPTOELECTRONIC SPACECRAFT OPERATION

© 2025

R. R. Khalilov

Candidate of Science (Engineering), Head of the “Samara” Processing and Distribution Center;
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;
halilovr82@mail.ru

The article presents an algorithm for optimizing targeted operation of spacecraft by including in the planning algorithm the requirements for distinguishing consumers, clouds and dynamics of changing the priority of survey areas. The article also presents the results of statistical simulation of the developed algorithm and highlights the key conclusions necessary for the organization of work on the development of commercial remote sensing of the Earth from space, as well as the development of spacecraft based on constellations of small spacecraft.

Target planning; spacecraft; statistical simulation; constellation of small spacecraft

Citation: Khalilov R.R. Effective targeted planning of optoelectronic spacecraft operation. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 2. P. 87-97. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-87-97

References

1. Kirilin A.N., Anshakov G.P., Shakhmatov E.V., Tkachenko S.I., Baklanov A.I., Salmin V.V., Semkin N.D., Tkachenko I.S., Goryachkin O.V. *Opytno-tehnologicheskii malyy kosmicheskii apparat «AIST-2D»* [Experimental and technological small spacecraft AIST-2D]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2017. 324 p.
2. Akhmetov R.N., Stratilatov N.R., Abrashkin V.I., Khalilov R.R., Tkachenko S.I., Kosmodem'yanskiy E.V., Borisov M.V., Tkachenko I.S., Vagner O.I., Nuraeva S.P., Vlasenko O.V. *Opytno-tehnologicheskii malyy kosmicheskii apparat «AIST-2D». Pervye rezul'taty i perspektivy. Sb. Materialov XIII Nauchno-Tekhnicheskoy Konferentsii «Sistemy Nablyudeniya, Monitoringa i Distsionnogo Zondirovaniya Zemli» (September, 12-18, 2016, Sochi)*. Kaluga: Manuscript Publ., 2016. P. 23-27. (In Russ.)
3. Sun K., Li J., Chen Y., He R. Multi-objective mission planning problem of agile Earth observing satellites. *Proceedings of the 12th International Conference on Space Operations (June, 11-15, 2012, Stockholm, Sweden)*. 2012. DOI: 10.2514/6.2012-1294148
4. Malyshev V.V., Bobronnikov V.T., Darnopykh V.V., Shidlovskiy A.V. *Planirovanie tselevogo funktsionirovaniya sputnikovykh sistem monitoringa: ucheb. posobie* [Planning targeted functioning of satellite monitoring systems]. Moscow: MAI Publ., 2002. 79 p.
5. Galuzin V.A., Simonova E.V. Planning the surveying of area observation objects by a group of spacecrafts. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2018. V. 20, no. 6-2 (86). P. 344-351. (In Russ.)
6. Skobelev P.O., Skirmunt V.K., Simonova E.V., Zhilyaev A.A., Travin V.S. Planning for target application of a group of earth remote sensing satellites using multi-agent technologies. *Izvestiya SFedU. Engineering Sciences*. 2015. No. 10 (171). P. 60-70. (In Russ.)
7. Gorelov Yu.N., Yurin V.E. About the optimal multiroute sensing problem for the earth remote'sensing satellites. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2013. V. 15, no. 6. P. 140-147. (In Russ.)
8. Emelyanov A.A., Malyshev V.V., Smolyaninov Yu.A., Starkov A.V. Formalization of the problem of operative target functioning of diverse spacecraft for remote Earth probing. *Trudy MAI*. 2017. No. 96. (In Russ.). Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=85921&mobile=Y>

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ АКТУАТОРА НА ОСНОВЕ ДИЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ЭЛАСТОМЕРА ДЛЯ СИСТЕМЫ АКТИВНОЙ ВИБРОИЗОЛЯЦИИ

© 2025

- А. М. Базиненков** кандидат технических наук, доцент;
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана;
ambazinenkov@bmstu.ru
- В. С. Щербакова** студент;
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана;
viktoria.sherbakova97@gmail.com
- С. В. Сидорова** кандидат технических наук, доцент;
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана;
sidorova_bmstu@mail.ru
- А. Д. Купцов** инженер;
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана;
alex-kouptsov@bmstu.ru
- А. А. Фельде** студент;
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана;
feldeaa@student.bmstu.ru

Рассматривается один из способов повышения точности технологического оборудования, а также повышения его устойчивости к внешним вибрациям – применение «интеллектуальных» материалов, среди которых перспективно использование диэлектрических эластомеров благодаря их низкому модулю упругости, виброизоляционным свойствам, высокому быстродействию, широкому диапазону деформации под действием электрического поля. Выявлены ключевые параметры, влияющие на создаваемые актуаторами на основе диэлектрических эластомеров перемещения, среди которых технология изготовления и состав диэлектрических эластомеров и актуаторов на их основе и геометрические параметры образцов. Изготовлены образцы актуаторов с разной толщиной активного слоя и экспериментально установлено влияние этого геометрического параметра на создаваемые перемещения.

Виброизоляция; диэлектрический эластомер; актуатор; деформация; электрод; вакуум; тонкопленочное покрытие

Цитирование: Базиненков А.М., Щербакова В.С., Сидорова С.В., Купцов А.Д., Фельде А.А. Исследование параметров актуатора на основе диэлектрического эластомера для системы активной виброизоляции // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 2. С. 98-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-98-108

Введение

В настоящее время активно развиваются инновационные прецизионные механизмы микро- и наноперемещений, основанные на применении новых принципов преобразования электрической энергии в механическую. Применение механизмов позволяет улучшать характеристики оборудования в различных областях машиностроения. В современном технологическом и аналитическом оборудовании используются различные типы устройств прецизионных перемещений, в частности, наибольшее распространение получили устройства на основе «интеллектуальных» материалов, пьезоэлектриков. Принцип их действия основан на преобразовании электрической энергии в механическую за счёт обратного пьезоэлектрического эффекта. Диапазон перемещений (ход), создаваемый столбчатым пьезоэлектрическим элементом, определяется его размерами и составляет от 1 до 100 мкм [1]. При малой величине хода пьезоэлектрические меха-

низмы перемещений на сегодняшний день имеют беспрецедентную точность позиционирования в точку, которая достигает величины 0,1 нм [2].

Большое влияние на точность микроперемещений оказывают тепловые и вибрационные возмущения, которые при больших диапазонах перемещений объектов, как правило, не учитывались. Амплитуда вибрационных возмущений может достигать 200 мкм на низких частотах вибрационных возмущений до 10 Гц [3]. Однако при малых ходах механизма виброперемещения от внешних воздействий на несколько порядков выше чувствительности к перемещениям пьезоактуаторов.

Традиционные электромеханические исполнительные устройства в данном направлении свои возможности исчерпали и необходим переход на другой технологический уровень создания устройств с применением новых материалов, обладающих высокими быстродействием, виброустойчивостью, точностью позиционирования.

Материалом со схожим с пьезоэлектриками принципом действия, но имеющим низкий модуль упругости и большой эффект внутренней виброзащиты является диэлектрический эластомер (ДЭ).

Актуатор на основе диэлектрического эластомера

Исследуемый материал относится к электронным электроактивным полимерам (ЭАП), которые управляются электростатическими кулоновскими силами и силами от эффекта электрострикции в активном слое, однако для их эффективной работы требуются высокие управляющие напряжения (> 10 В /мкм), что ограничивает их применение [4].

Электронные ЭАП стимулируются электрическим полем между электродами, покрывающими полимер. Материалы, активируемые полем, удерживают созданное смещение при работе от постоянного напряжения, что является большим преимуществом для многих сфер применения, включая прецизионные механизмы перемещений. Кроме того, они имеют более высокую плотность механической энергии и могут без ограничений активироваться в воздухе. Однако для них требуется высокое электрическое поле, которое может быть близко к уровню пробоя диэлектрика.

ДЭ работают благодаря электростатическим силам. Простейшие актуаторы на их основе обычно представляют собой плёнку активного материала, установленную между двумя электродами, по аналогии с конденсатором, как показано на рис. 1. Когда диэлектрик подвергается действию электрического поля, на его поверхностях появляются положительные и отрицательные электрические заряды, между которыми начинает действовать кулоновская сила, которая создает напряжение, что и приводит к деформации активного материала. Податливость эластомера позволяет зарядам электродов сближаться, сжимая диэлектрик конденсатора. Также вклад в деформацию ДЭ вносит эффект электрострикции, под действием которого даже в отсутствии какой-либо внешней силы на краях ДЭ возникает сжимающее напряжение.

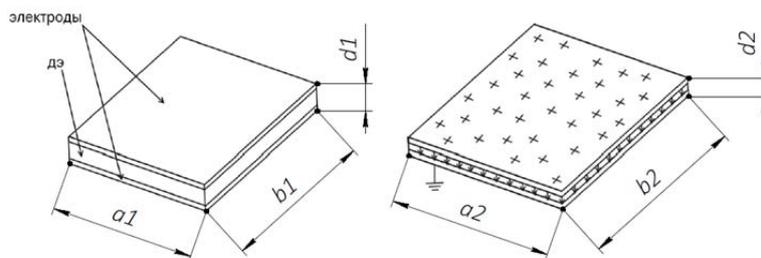


Рис. 1. Принцип действия актуатора на основе диэлектрического эластомера

Когда на электроды подаётся напряжение, электрическое поле между электродами изменяется, форма эластомера также изменяется. Его толщина уменьшается ($d1 > d2$), площадь поверхности увеличивается ($a1 < a2, b1 < b2$). Сохранение объёма заставляет эластомер расширяться поперёк электрического поля, увеличивая площадь активного материала. В результате даже в отсутствии какой-либо внешней силы на краях ДЭ возникает сжимающее напряжение, которое обычно называют напряжением Максвелла [4; 5], вычисляемое по формуле:

$$p = \varepsilon_r \varepsilon_0 E^2, \quad (1)$$

где ε_r – диэлектрическая проницаемость материала; ε_0 – диэлектрическая проницаемость вакуума, Кл²/м²·Н; E – напряжённость электрического поля, В/м.

Создаваемая под действием электрического поля относительная деформация определяется как

$$\varepsilon = \frac{p}{Y}, \quad (2)$$

где Y – модуль упругости материала первого рода, МПа.

Таким образом, деформацию за счёт электростатики можно рассчитать по формуле:

$$\varepsilon = \frac{\varepsilon_r \varepsilon_0 E^2}{Y}. \quad (3)$$

Варьировать величину ε возможно за счёт изменения упругости материала, его толщины и диэлектрической проницаемости, а также максимального электрического поля, которое может выдержать ДЭ. К основным факторам, определяющим деформацию ДЭ под действием электрического поля, относятся: состав ДЭ, технология его изготовления, геометрические размеры, жёсткость элементов конструкции, а также толщина и свойства используемых электродов и их совместное влияние. Из-за своих свойств ДЭ могут быть использованы в качестве исполнительных механизмов.

Из (3) видно, что для повышения деформации ДЭ под действием электрического поля необходимо стремиться к уменьшению толщины ДЭ. Однако изготовление тонкоплёночных ДЭ значительно усложняет процесс изготовления актуаторов на основе ДЭ [6; 7]. Также с уменьшением толщины ДЭ увеличивается влияние электродов на жёсткость конструкции, что сказывается на деформации под действием электрического поля. Так, в работе [8] для исследования свойств актуаторов на основе ДЭ были изготовлены образцы из силиконовых плёнок с номинальными толщинами 20, 50 и 100 мкм. При проведении испытания на удлинение под нагрузкой для образцов различной толщины (с электродами и без них) наблюдался эффект повышения жёсткости, а также увеличение относительной вязкоупругости для образцов с относительно толстыми электродами, толщина которых составляет больше 7% от толщины ДЭ. Кроме того, результаты исследования показали, что электромеханическую чувствительность образца можно улучшить, используя более тонкие электроды. Поэтому, чтобы свести к минимуму эффект жёсткости твердотельных электродов, авторы [8] рекомендуют, чтобы общая толщина электрода была как минимум в 15 раз тоньше, чем толщина пленки ДЭ. Также было показано, что более тонкие пленки имеют более низкую электромеханиче-

скую чувствительность, чем более толстые. Предполагается, что причиной такого снижения производительности является эффект повышения жёсткости электродов.

Однако минимальная толщина ДЭ ограничена не только технологическими возможностями изготовления, но и электрическим полем. Под действием электрического поля ДЭ уменьшается в толщине и увеличивает свою площадь. Такие изменения вызывают усиление электрического поля в диэлектрическом эластомере. При достижении критического значения электрического поля слой ДЭ разрушается. Такой отказ функционирования устройства известен как нестабильность материала, которая оказывает существенное влияние на способность ДЭ как исполнительного механизма [9]. Напряжение, при котором устройство выходит из строя, называется напряжением пробоя.

В работе [10] было выявлено влияние толщины и предварительного растяжения эластомера на напряжённость электрического поля, соответствующую электрическому пробую. Исследовались листы акрилового ДЭ двух исходных толщин: один толщиной 0,5 мм (VNB 4905), другой толщиной 1,0 мм (VNB4910) (оба листа имеют одинаковый полимерный состав; последние две цифры в обозначении показывают толщину листа). Относительное растяжение λ определяется как отношение длины после растяжения к исходной длине эластомера. Растяжения исследуемых образцов были одинаковыми – двухосными. Была получена зависимость напряжённости электрического пробоя от толщины ДЭ H :

$$E_{\text{пр}} = 51H^{-0,25} \lambda^{1,13}. \quad (4)$$

Однако неизвестно, как растяжение и конфигурация электродов влияют на физические и электрические свойства актуатора.

В работе [11] рассмотрены образцы с разной толщиной, было показано, что чем тоньше ДЭ, тем больше перемещение актуатора на его основе под действием электрического поля. Однако при толщинах 0,10 и 0,05 мм пробой изоляции происходил при низких напряжениях (4 кВ и менее), а при толщинах 0,25 мм произошёл пробой изоляции при напряжении 10 кВ. Показано, что важными факторами актуатора на основе ДЭ являются толщина, модуль упругости и диэлектрическая проницаемость эластомера.

Для достижения более высокой грузоподъёмности и высоких деформаций можно использовать многослойные конструкции актуаторов на основе ДЭ [8; 12].

Значительное влияние на деформацию актуатора на основе ДЭ оказывают тип и свойства электродов. Они должны быть достаточно податливыми и растяжимыми, чтобы не повышать жёсткость ДЭ. Они должны выдерживать большие деформации, сохраняя при этом свою проводимость в течение множества повторяемых циклов. В работах [8; 13] рассмотрены различные типы применяемых электродов для актуаторов на основе ДЭ. Наиболее часто используемыми электродами являются материалы на основе углерода, такие как углеродная смазка и углеродный порошок, из-за их простоты нанесения и относительно низкой себестоимости. Однако углеродная смазка сложна в обработке и недолговечна из-за возможности отрыва проводящих частиц от эластомера, такие электроды не в состоянии полностью покрыть поверхность образца без образования пустых пространств в проводящем слое, а порошок имеет плохую растяжимость.

Перспективными являются металлические тонкие плёнки, они могут быть сформированы с использованием стандартных процессов микрообработки, имеют очень низкое поверхностное сопротивление и хорошую адгезию к эластомеру. Однако они менее податливы, чем альтернативные варианты на основе углерода, и могут иметь ограничения из-за повышенной жёсткости конструкции.

Наиболее доступными и простыми в плане реализации являются листовые металлические электроды, которые по сравнению с тонкоплёночными электродами повышают жёсткость конструкции, однако имеют более высокую проводимость.

Целью работы является сравнение влияния двух типов электродов и толщины ДЭ на величину перемещений актуатора под действием электрического поля.

Исследуемые образцы актуаторов

Для исследования влияния толщины слоя ДЭ, а также типов электродов на деформацию актуатора на основе ДЭ в лаборатории кафедры электронных технологий в машиностроении МГТУ им. Н.Э. Баумана были изготовлены образцы. В качестве упругой матрицы был выбран силиконовый компаунд СИЭЛ 159-322А, а для увеличения деформации актуатора за счёт повышения диэлектрической проницаемости использовался высокодиэлектрический наполнитель – порошок титаната бария марки ТБК-1 ТУ 20.59.59-057-48591565-2018Т.

Изготовление ДЭ происходило в три этапа: 1) смешивание всех компонентов в мерной ёмкости (с массовым отношением компаунда к наполнителю 1:1); 2) обезгаживание смеси в течение 20 минут при нормальной температуре; 3) полимеризация эластомера в печи при температуре 150°C в течение 40 минут с использованием разъёмной алюминиевой формы, полость которой определяет размеры ДЭ.

Были изготовлены эластомеры толщиной 1,0 и 0,2 мм. На основе обоих образцов изготовлены актуаторы с медными жёсткими листовыми электродами и с тонкоплёночными медными электродами. Диаметр вырезанных эластомеров 35 мм, диаметр электродов 32 мм.

Жёсткие электроды вырезались из медного листа толщиной 0,5 мм. Соединение с ДЭ происходило с помощью тонкого слоя силиконового компаунда и полимеризации его в печи в течение 40 минут при температуре 150°C.

Тонкоплёночные электроды толщиной 370 нм наносились на аналогичные ДЭ с двух сторон методом магнетронного распыления с предварительной ионной обработкой для повышения адгезионных свойств в едином вакуумном цикле.

Для фиксирования конструкции, удобства подвода контактов, изоляции и удобства измерения деформации, с обеих сторон осуществлялось клеевое соединение с оснасткой из поливинилхлорида, осуществляемое механическим способом. Модель такой конструкции представлена на рис. 2.

Выдержка для фиксации клеевого соединения составляла один час. Провода с электродами соединялись с помощью токопроводящего клея на основе серебра, время сушки которого при комнатной температуре составляло 24 часа. Было получено 4 образца с варьируемыми параметрами толщины и типом электродов. С помощью изолирующей оснастки удалось зафиксировать актуаторы для удобства измерений, однако клеевые слои вносят неравномерность толщины в конструкцию устройств.

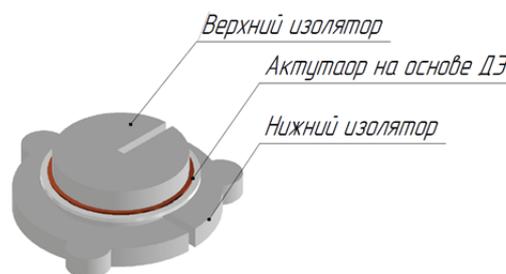


Рис. 2. Модель изготавливаемого актуатора на основе диэлектрического эластомера

Исследовательское оборудование

С помощью лабораторного стенда на кафедре МТ11 было проведено измерение перемещения изготовленных актуаторов на основе ДЭ. Стенд, схема которого представлена на рис. 3, располагался на антивибрационном столе. На каждый из образцов с высоковольтного блока питания (ВВБП) на 6 кВ подавалось напряжение от 0 до 3 кВ. С помощью цифрового вольтметра и делителя напряжений (ДН) осуществлялся контроль подаваемого напряжения. Перемещение актуатора считывалось в моменты медленного увеличения напряжения с помощью измерительной системы, состоящей из емкостного датчика высокого разрешения 10 нм, блока питания (БПДП), блока управления (БУДП) и персонального компьютера (ПК).

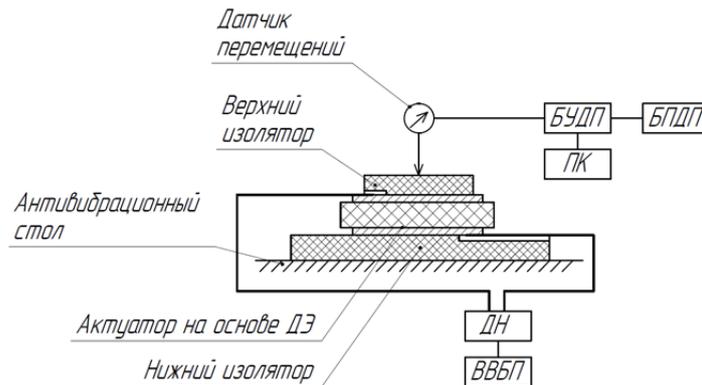


Рис. 3. Схема измерения перемещения актуаторов под действием электрического поля

Результаты исследования

В результате проведенных исследований были получены графики перемещения изготовленных актуаторов под действием электрического поля.

На рис. 4 представлен график перемещения актуатора на основе ДЭ толщиной 0,2 мм с жесткими медными электродами. Максимальное перемещение актуатора составило 2,35 мкм, относительная деформация 1,175%.

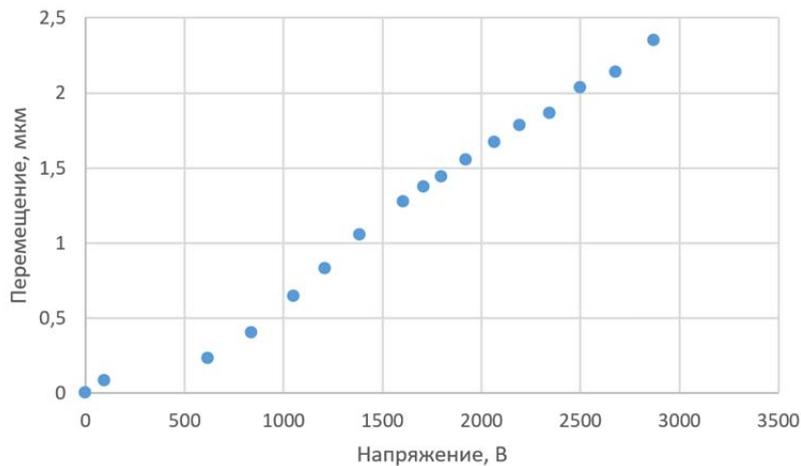


Рис. 4. Зависимость деформации под действием электрического тока от подаваемого напряжения для актуатора с жесткими электродами и диэлектрическим эластомером толщиной 0,2 мм

На рис. 5 представлен график перемещения актуатора на основе ДЭ толщиной 0,2 мм с тонкоплёночными медными электродами. Максимальное перемещение актуатора составило 1,4 мкм, относительная деформация 0,7%.

Максимальное перемещение при 3 кВ у образцов на основе ДЭ толщиной 0,2 мм с жёсткими электродами в 1,7 раза больше, чем с тонкоплёночными электродами.

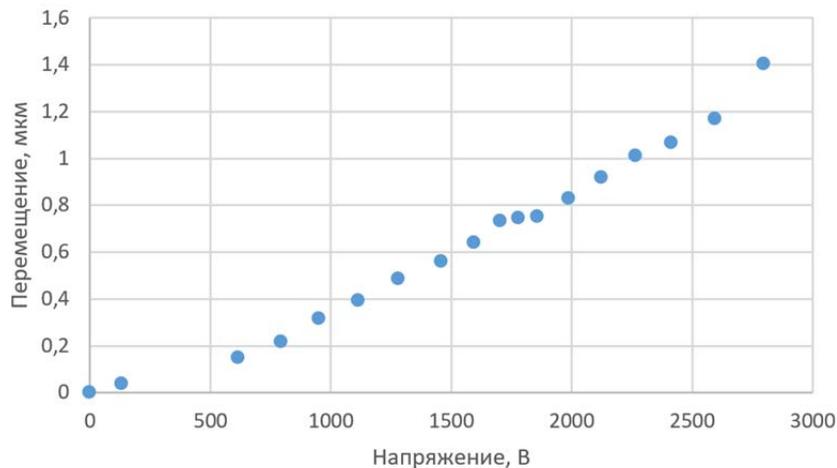


Рис. 5. Зависимость деформации под действием электрического тока от подаваемого напряжения для актуатора с тонкоплёночными электродами и диэлектрическим эластомером толщиной 0,2 мм

На рис. 6 показано перемещение актуатора на основе ДЭ толщиной 1 мм с тонкоплёночными медными электродами. Максимальное перемещение составило 3,8 мкм, относительная деформация 0,38%.

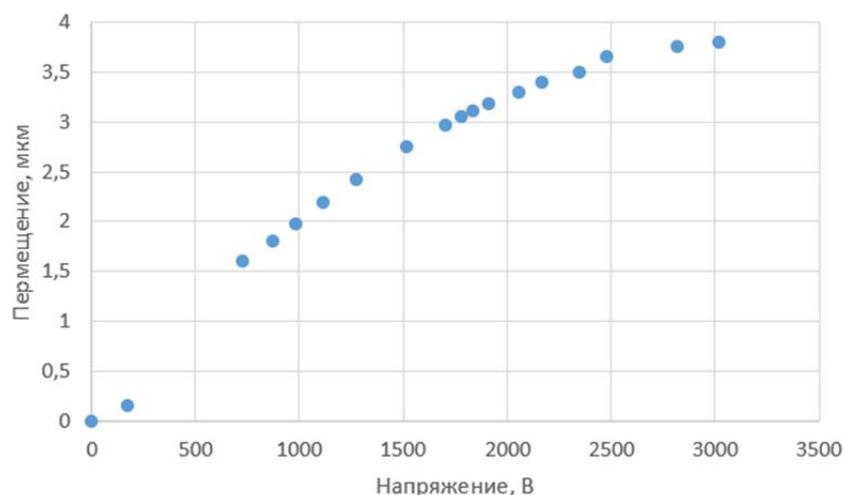


Рис. 6. Зависимость деформации под действием электрического тока от подаваемого напряжения для актуатора с тонкоплёночными электродами и диэлектрического эластомера толщиной 1 мм

На рис. 7 показано перемещение актуатора на основе ДЭ толщиной 1 мм с жёсткими медными электродами. Максимальное перемещение составило 6,55 мкм, относительная деформация 0,655%.

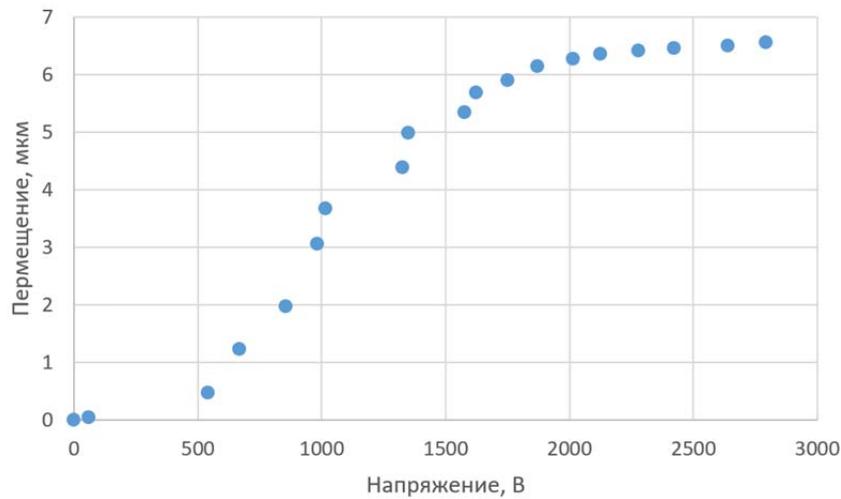


Рис. 7. Зависимость деформации под действием электрического тока от подаваемого напряжения для актуатора с жёсткими электродами и диэлектрического эластомера толщиной 1 мм

Максимальное перемещение при 3 кВ у образцов на основе ДЭ толщиной 1 мм с жёсткими электродами в 1,7 раза больше, чем с тонкоплёночными электродами.

Перемещение актуаторов при напряжении 3 кВ у образцов с толщиной ДЭ 1 мм больше, чем у образцов толщиной ДЭ 0,2 мм, а относительная деформация, наоборот, меньше.

Причиной меньшего перемещения актуаторов с тонкоплёночными электродами по сравнению с актуаторами с жёсткими электродами могут являться разрывы на тонкой медной плёнке, образованные за счёт впадин и трещин на поверхности ДЭ. Рекомендуется увеличить толщину наносимых тонкоплёночных электродов, чтобы обеспечить заполнение разницы топологии ДЭ между впадинами и выпуклостями.

Заключение

Перспективным аналогом пьезоэлектриков, способным повысить виброзащитные свойства механизмов микро- и наноперемещений, является диэлектрический эластомер. Он обладает упругими свойствами, высоким быстродействием и обеспечивает широкий диапазон перемещений.

Анализ результатов проведённых исследований показал, что основными параметрами, влияющими на перемещения актуатора на основе диэлектрического эластомера, являются материалы, конструкция и геометрические размеры компонентов устройства, в том числе толщина эластомера. С помощью состава диэлектрического эластомера контролируется диэлектрическая проницаемость и упругость материала, а с помощью электродов и геометрии – электростатические свойства и жёсткость актуатора.

Отработка экспериментальной технологии изготовления актуаторов на основе диэлектрического эластомера выявила сложность контроля равномерности толщины клеевого слоя соединений актуатора с верхним и нижним изоляторами. Кроме того, выявлена сложность контроля толщины силиконовых клеевых соединений жёстких ли-

стовых электродов с эластомером, а также повторяемой реализации этих соединений без возникновения воздушных пространств внутри них.

Экспериментальные исследования перемещения актуаторов на основе диэлектрического эластомера показали, что перемещение актуаторов на основе эластомера толщиной 1 мм больше, чем у актуаторов на основе эластомера толщиной 0,2 мм в 2,7 раза для обоих типов электродов. Однако относительная деформация почти в 2 раза увеличивается у образцов с обоими типами электродов при увеличении толщины, что соответствует исследованиям других авторов. Основными причинами могут являться увеличение жёсткости диэлектрического эластомера и напряжённости электрического поля с уменьшением толщины эластомера.

Максимальное перемещение при напряжении 3 кВ у актуаторов с жёсткими медными электродами в 1,7 раз больше, чем у актуаторов с тонкоплёночными электродами. Основной причиной может являться наличие разрывов и несплошности тонкой плёнки, вызванные микронеровностями поверхности эластомера и, как результат, неравномерным распределением потенциала по поверхности образцов.

Библиографический список

1. Spanner K., Koc B. Piezoelectric motors, an overview // *Actuators*. 2016. V. 5, Iss. 1. DOI: 10.3390/act5010006
2. Панич А.Е. Пьезокерамические актюаторы: учеб. пособие. Ростов-на-Дону: ЮФУ, 2008. 159 с.
3. Бобцов А.А., Бойков В.И., Быстров С.В., Григорьев В.В., Карев П.В. Исполнительные устройства и системы для микроперемещений: учеб. пособие. СПб: Университет ИТМО, 2017. 134 с.
4. Bar-Cohen Y., Anderson I.A. Electroactive polymer (EAP) actuators – background review // *Mechanics of Soft Materials*. 2019. V. 1. DOI: 10.1007/s42558-019-0005-1
5. Кузнецов Н.М., Банин Е.Е., Крупнин А.Е., Крашенинников С.В., Вдовиченко А.Ю., Чвалун С.Н. Влияние наполнителя на деформацию полидиметилсилоксановых композитов под действием электрического поля // *Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия Естественные науки*. 2022. № 6 (105). С. 123-143. DOI: 10.18698/1812-3368-2022-6-123-143
6. Zhao Y., Yin L.-J., Zhong S.-L., Zha J.-W., Dang Z.-M. Review of dielectric elastomers for actuators, generators and sensors // *IET Nanodielectrics*. 2020. V. 3, Iss. 4. P. 99-106. DOI: 10.1049/iet-nde.2019.0045
7. Hajiesmaili E., Clarke D.R. Dielectric elastomer actuators // *Journal of Applied Physics*. 2021. V. 129, Iss. 15. DOI: 10.1063/5.0043959
8. Hodgins M., Seelecke S. Systematic experimental study of pure shear type dielectric elastomer membranes with different electrode and film thicknesses // *Smart Materials and Structures*. 2016. V. 25, Iss. 9. DOI: 10.1088/0964-1726/25/9/095001
9. Leng J., Liu L., Liu Y., Yu K., Sun S. Electromechanical stability of dielectric elastomer // *Applied Physics letters*. 2009. V. 94, Iss. 21. DOI: 10.1063/1.3138153
10. Li B., Lin Z.-J., Ryu S.-R., Lee D.-J. Effects of thickness, elastomer types and thinner content on actuation performance of electro active dielectric elastomers // *Composites Research*. 2014. V. 27, Iss. 1. P. 25-30. DOI: 10.7234/composres.2014.27.1.025
11. Абрамов И.В., Федоров Е.М., Волосков С.Н. Моделирование многослойных пакетных пьезоактуаторов // *Сборник материалов XIII Международной научно-технической конференции «Приборостроение в XXI веке - 2017. Интеграция науки,*

образования и производства» (22-24 ноября 2017 г., Ижевск). Ижевск: Изд-во ИЖГТУ имени М.Т. Калашникова, 2018. С. 702-710.

12. Huang J., Shian S., Diebold R.M., Suo Z., Clarke D.R. The thickness and stretch dependence of the electrical breakdown strength of an acrylic dielectric elastomer // *Applied Physics Letter*. 2012. V. 101, Iss. 12. DOI: 10.1063/1.4754549

13. Rosset S., Shea H.R. Flexible and stretchable electrodes for dielectric elastomer actuators // *Applied Physics A*. 2013. V. 110, Iss. 2. P. 281-307. DOI: 10.1007/s00339-012-7402-8

RESEARCH OF DIELECTRIC ELASTOMER ACTUATOR PARAMETERS FOR AN ACTIVE VIBRATION INSULATION SYSTEM

© 2025

A. M. Bazinenkov Candidate of Science (Engineering); Associate Professor;
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation;
bazinenkov@bmstu.ru

V. S. Shcherbakova Student;
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation;
viktoria.sherbakova97@gmail.com

S. V. Sidorova Candidate of Science (Engineering); Associate Professor;
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation;
sidorova_bmstu@mail.ru

A. D. Kuptsov Engineer;
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation;
alex-kuptsov@bmstu.ru

A. A. Felde Student;
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation;
feldeaa@student.bmstu.ru

One of the ways of improving the characteristics of technological and analytical equipment is an application of “smart” materials, among which dielectric elastomers are promising due to their low elastic modulus and its high effect of internal vibration protection. The article focuses on a theoretical analysis of the studied materials and identifies the key parameters that influence the dielectric elastomer actuator’s deformation, including the manufacturing technology, geometric parameters and composition of dielectric elastomers. A manufacturing technology of dielectric elastomer actuators was developed successfully. Samples with different thicknesses of the dielectric layer were made by the research group. The results of the research suggest dependence of deformation on the effective layer thickness.

Vibroinsulation; dielectric elastomer; actuator; deformation; vacuum; thin film coating

Citation: Bazinenkov A.M., Shcherbakova V.S., Sidorova S.V., Kuptsov A.D., Felde A.A. Research of dielectric elastomer actuator parameters for an active vibration insulation system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 2. P. 98-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-98-108

References

1. Spanner K., Koc B. Piezoelectric motors, an overview. *Actuators*. 2016. V. 5, Iss. 1. DOI: 10.3390/act5010006

2. Panich A.E. *P'ezokeramicheskie aktyuatory: ucheb. posobie* [Piezoceramic actuators: tutorial]. Rostov-on-Don: Southern Federal University Publ., 2008. 159 p.

3. Bobtsov A.A., Boykov V.I., Bystrov S.V., Grigor'ev V.V., Karev P.V. *Ispolnitel'nye ustroystva i sistemy dlya mikroperemeshcheniy: ucheb. posobie* [Actuating devices and systems for micro-displacements: tutorial]. SPb: ITMO University Publ., 2017. 134 p.

4. Bar-Cohen Y., Anderson I.A. Electroactive polymer (EAP) actuators – background review. *Mechanics of Soft Materials*. 2019. V. 1. DOI: 10.1007/s42558-019-0005-1
5. Kuznetsov N.M., Banin E.E., Krupnin A.E., Krashennnikov S.V., Vdovichenko A.Yu., Chvalun S.N. Effect of filler on the deformation of polydimethylsiloxane composites under an electric field. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Natural Sciences*. 2022. No. 6 (105). P. 123-143. (In Russ.). DOI: 10.18698/1812-3368-2022-6-123-143
6. Zhao Y., Yin L.-J., Zhong S.-L., Zha J.-W., Dang Z.-M. Review of dielectric elastomers for actuators, generators and sensors. *IET Nanodielectrics*. 2020. V. 3, Iss. 4. P. 99-106. DOI: 10.1049/iet-nde.2019.0045
7. Hajiesmaili E., Clarke D.R. Dielectric elastomer actuators. *Journal of Applied Physics*. 2021. V. 129, Iss. 15. DOI: 10.1063/5.0043959
8. Hodgins M., Seelecke S. Systematic experimental study of pure shear type dielectric elastomer membranes with different electrode and film thicknesses. *Smart Materials and Structures*. 2016. V. 25, Iss. 9. DOI: 10.1088/0964-1726/25/9/095001
9. Leng J., Liu L., Liu Y., Yu K., Sun S. Electromechanical stability of dielectric elastomer. *Applied Physics Letters*. 2009. V. 94, Iss. 21. DOI: 10.1063/1.3138153
10. Li B., Lin Z.-J., Ryu S.-R., Lee D.-J. Effects of thickness, elastomer types and thinner content on actuation performance of electro active dielectric elastomers. *Composites Research*. 2014. V. 27, Iss. 1. P. 25-30. DOI: 10.7234/composres.2014.27.1.025
11. Abramov I.V., Fedorov E.M., Voloskov S.N. Modelling of multilayered package piezoactuators. *Sbornik Materialov XIII Mezhdunarodnoy Nauchno-Tekhnicheskoy Konferentsii «Priborostroenie v XXI Veke - 2017. Integratsiya Nauki, Obrazovaniya i Proizvodstva» (November, 22-24, 2017, Izhevsk)*. Izhevsk: Kalashnikov Izhevsk State Technical University Publ., 2017. P. 702-710. (In Russ.)
12. Huang J., Shian S., Diebold R.M., Suo Z., Clarke D.R. The thickness and stretch dependence of the electrical breakdown strength of an acrylic dielectric elastomer. *Applied Physics Letter*. 2012. V. 101, Iss. 12. DOI: 10.1063/1.4754549
13. Rosset S., Shea H.R. Flexible and stretchable electrodes for dielectric elastomer actuators. *Applied Physics A*. 2013. V. 110, Iss. 2. P. 281-307. DOI: 10.1007/s00339-012-7402-8

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ КРИОГЕННЫХ АККУМУЛЯТОРОВ ЭНЕРГИИ

© 2025

Е. В. Благин кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
blagin.ev@ssau.ru

Д. А. Угланов доктор технических наук, профессор кафедры теплотехники и тепловых двигателей;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
uglanov.da@ssau.ru

Проводится оценка эффективности криогенных аккумуляторов энергии с энергетической, эксергетической и экономической точек зрения. Предложен комплексный показатель производительности, объединяющий эти факторы и устраняющий ограничения традиционных метрик, таких как коэффициент аккумулирования, который не учитывает внешние источники тепла/холода. Анализ тридцати установок различных авторов показал, что системы, использующие тепло сжатия и холод криопродукта, достигают эффективности до 70%, тогда как системы, работающие только на электроэнергии, демонстрируют средний показатель в 25%. Показано, что высокий коэффициент аккумулирования (больше 100% в некоторых случаях) не гарантирует, что установка работает эффективно с точки зрения термодинамики (эксергетический КПД может быть порядка 10%). Предполагаемый комплексный показатель связывает коэффициент аккумулирования, эксергетический КПД и удельную стоимость хранения, выделяя оптимальные установки. Сделан вывод, что интеграция вспомогательного аккумулирования тепла/холода и внешних источников энергии (например, геотермального тепла и холода сжиженного природного газа) повышает эффективность аккумулятора, хотя сохраняются практические ограничения, такие как нестабильность регенеративных теплообменников.

Криогенные аккумуляторы энергии; коэффициент аккумулирования; эксергетический КПД; удельная энергоёмкость

Цитирование: Благин Е.В., Угланов Д.А. Оценка эффективности криогенных аккумуляторов энергии // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 2. С. 109-123. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-109-123

Введение

Одной из первых публикаций, в которых была предложена концепция криогенного аккумулятора энергии за счёт сжижения воздуха, была публикация [1], в которой предлагалась уже достаточно развитая концепция аккумулятора с промежуточным охлаждением воздуха в течение процесса сжатия и регенеративным теплообменником, который осуществлял вспомогательное аккумулирование как тепловой энергии, получаемое при сжатии рабочего тела, так и холода, содержащегося в криопродукте. Благодаря этому система имела достаточно большую эффективность, однако практическая реализация конструкции ввиду использования регенеративных теплообменников оказалась затруднительной.

Спустя довольно значительное время интерес к криогенным аккумуляторам энергии возобновился в связи с деятельностью компании HighView Power, которая построила пилотный проект аккумулятора на электростанции в Слау, Великобритания [2]. Пилотная установка привлекла к себе внимание исследователей, которые начали искать потенциальное применение таким аккумуляторам.

Авторы [3] предложили использовать криогенный аккумулятор в составе атомной электростанции, что позволило бы ей работать стабильно на полной мощности без снижения нагрузки. Использование аккумуляции вспомогательного холода позволяет достигнуть эффективности порядка 70%.

В работе [4] было предложено использовать аккумулятор для компенсации нестабильности выработки электроэнергии возобновляемыми источниками энергии. Предложенная схема позволяет достичь эффективности аккумуляции в 54...55% без использования внешнего тепла. В [5] представлено исследование элементов аккумулятора, которые оказывают наибольшее влияние на его эффективность, и сделан вывод, что наиболее влияющими на эффективность процесса элементами являются резервуары для хранения жидкого воздуха и пропана, а также пропано-воздушный теплообменник.

Авторы [6] провели технико-экономическое обоснование использования криогенных аккумуляторов и пришли к выводу, что внедрение аккумуляторов рентабельно при соотношении дневных/ночных цен на электроэнергию не менее 3,71 при работе аккумулятора более 1500 ч в год.

В [7] предложено интегрировать процессы аккумуляции энергии в жидком воздухе с регазификацией сжиженного природного газа за счёт использования холода сжиженного природного газа (СПГ) для снижения энергозатрат при сжижении воздуха. За счёт этого коэффициент аккумуляции системы может достигнуть 172%. Аналогично в статье [8] СПГ используется на этапе разрядки для увеличения запасённого вспомогательного холода, после чего он смешивается с сжиженным воздухом, поджигается и расширяется на турбине. Авторы [9] предложили использовать Органический цикл Ренкина с отводом тепла в сжиженный воздух вместо стандартной схемы, в которой рабочим телом цикла Ренкина является сам жидкий воздух. Однако применение подобной схемы потребовало отказаться от вспомогательного аккумуляции холода, что привело к относительно небольшой эффективности в 40%. Эти же авторы провели эксергоэкономический анализ и оптимизацию аккумулятора [10], что позволило снизить стоимость электроэнергии на выходе на 27%.

Авторы [11] предлагают использовать разбитый на слои аккумулятор (packed bed) для хранения вспомогательного холода, носителем которого является сжатый воздух. Аналогичные исследования [12] показали, что если использовать такие теплообменники для хранения как тепла, так и холода, то эффективность системы повышается от 50% до 62%. Использование подобных теплообменников для раздельного хранения холода разной температуры [13] позволяет повысить эффективность до 65%.

В статье [14] описывается установка, где излишки тепла, образовавшегося при сжатии воздуха компрессорами, используются не только для подогрева испарившегося воздуха на этапе разрядки, но и для подвода тепла к энергоустановке, работающей по органическому циклу Ренкина. Похожая установка рассмотрена в [15], где для снижения температурного уровня отвода тепла использована абсорбционная холодильная машина.

В статье [16] проведено сравнение аккумуляторов на жидком и сжатом воздухе. Результаты показали, что при прочих равных условиях аккумулятор на жидком воздухе обладает большей эффективностью (55,2% против 39,8%) и большей энергоёмкостью.

В работе [17] рассматривается установка, где комбинируется использование СПГ на этапе зарядки для охлаждения воздуха и многоступенчатого органического цикла Ренкина на этапе разрядки для повышения эффективности аккумулятора. Тем не менее, эффективность составляет значение порядка 45,4%. В работе [18] предлагается использовать аккумулятор, в котором тепло на этапе разрядки подводится из геотермального источника, что позволяет отказаться от системы аккумуляции тепла сжатия в компрессоре. Эффективность подобной системы составляет 46,6%.

В работе [19] предлагается использовать цикл Калины на этапе разрядки для выработки дополнительной энергии. Его применение позволяет повысить эффективность аккумулятора до 57,2% по сравнению с 52,2% у базового варианта.

В работе [20] предложено использовать в качестве рабочего тела для аккумулятора сжиженный природный газ вместо воздуха. Эффективность системы на природном газе составила 58,1%.

Криогенные аккумуляторы энергии

Криогенный аккумулятор представляет собой аккумулятор энергии, который запасает её посредством сжижения газа на этапе зарядки и его регазификации на этапе разрядки.

На этапе зарядки электроэнергия затрачивается на привод компрессоров охлаждающей установки, которая забирает воздух из атмосферы или контура рециркуляции. После этого за счёт реализации цикла охлаждения (Линде, Капицы и т.д.) температура воздуха понижается, и он частично переходит в сжиженное состояние, в котором он и отправляется на хранение в криогенный резервуар. Остатки несжиженного воздуха направляются обратно в теплообменник для охлаждения потока сжатого воздуха.

На этапе разрядки давление сжиженного воздуха поднимается криогенным насосом, после чего он испаряется и под большим давлением поступает на каскад турбин, расширяясь и совершая полезную работу, которая идет на привод генераторов, подающих электричество обратно в сеть (рис. 1). Для повышения эффективности работы аккумулятора можно использовать тепло, образовавшееся после сжатия воздуха в компрессорах на этапе зарядки, для перегрева воздуха перед турбинами на этапе разрядки. Кроме того, холод, забираемый у сжиженного воздуха при его испарении, рационально использовать на этапе зарядки.

Ввиду достаточно большого количества преобразований из одного вида энергии в другое эффективность хранения энергии у криогенных аккумуляторов достаточно небольшая (порядка 25% без использования аккумулятирования тепла сжатия и холода криопродукта и до 70% с использованием), однако такие аккумуляторы обладают большой энергоёмкостью (рис. 2) и изготавливаются из экологически чистых материалов по сравнению, например, с электрохимическими аккумуляторами. По времени работы наиболее подходящим циклом зарядки-разрядки для таких аккумуляторов является суточный цикл, когда зарядка происходит в ночное время, а разрядка – в дневное.



Рис. 1. Схема устройства криогенного аккумулятора энергии [21]

Оценка эффективности криогенных аккумуляторов

Традиционно системы накопления энергии оцениваются коэффициентом аккумулярования $\eta_{ак}$ – отношением количества электроэнергии, возвращаемой в сеть на этапе разрядки $E_{раз}$, к количеству электроэнергии, затраченной из электросети на этапе зарядки $E_{зар}$:

$$\eta_{ак} = \frac{E_{раз}}{E_{зар}} = \frac{N_{раз} \tau_{раз}}{N_{зар} \tau_{зар}}. \quad (1)$$

Мощность, вырабатываемую на этапе разрядки $N_{раз}$ и зарядки $N_{зар}$, можно определить следующим образом:

$$N_{раз} = \sum N_{ti} - \sum N_{ni} - \sum N_{ki},$$

$$N_{зар} = \sum N_{ni} + \sum N_{ki} - \sum N_{ti},$$

где $\sum N_{ti}$ – суммарная мощность турбин; $\sum N_{ni}$ – суммарная мощность насосов; $\sum N_{ki}$ – суммарная мощность компрессоров.

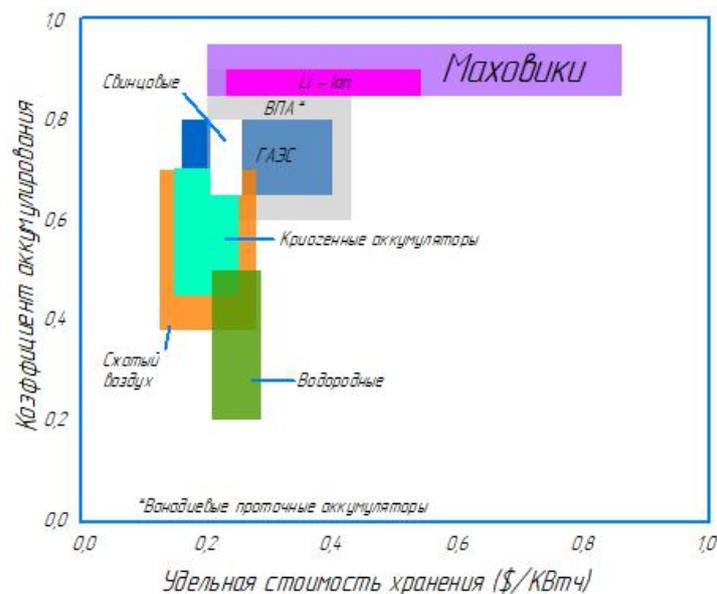


Рис. 2. Эффективность и удельная стоимость различных видов аккумуляторов [21]

Однако подобный способ оценки эффективности имеет ряд недостатков. Как показал анализ источников, большое количество предлагаемых схем аккумуляторов используют дополнительные источники энергии, включая вторичное тепло выхлопных газов, тепло геотермальных источников или холод сжиженного природного газа. Ввиду качественного отличия указанного вида энергии от электроэнергии (в случае подвода тепла) или невозможности учёта энергии как таковой (использованный холод по сути энергией не является), учёт упомянутых дополнительных источников энергии напрямую в коэффициенте аккумулярования $\eta_{ак}$ невозможен из-за их неаддитивности и требует либо модификации данного показателя, либо отказа от него в пользу более объективных.

Для большей объективности различные виды энергии необходимо привести к общему виду, что можно сделать при помощи оценки эксергетической эффективности системы:

$$\eta_{\text{экс}} = \eta_{\text{эксраз}} \eta_{\text{эксзар}}, \quad (2)$$

где $\eta_{\text{эксраз}}$ – эксергетический КПД контура разрядки; $\eta_{\text{эксзар}}$ – эксергетический КПД контура зарядки.

Результатом работы контура зарядки является криопродукт, на получение которого затрачивается электроэнергия и другие источники энергии. Таким образом, эффективность контура зарядки будет определяться отношением эксергии криопродукта $Ex_{\text{сж}}$ к сумме затраченной электроэнергии $E_{\text{зар}}$ и разницы входящих $Ex_{\text{зарвх}}$ и выходящих эксергий системы $Ex_{\text{зарвых}}$:

$$\eta_{\text{эксзар}} = \frac{Ex_{\text{сж}}}{E_{\text{зар}} + \sum Ex_{\text{зарвх}} - \sum Ex_{\text{зарвых}}}. \quad (3)$$

Результатом работы контура разрядки является электроэнергия, на получение которой тратится эксергия криопродукта и другие источники энергии. Таким образом, эффективность контура разрядки будет определяться отношением выработанной электроэнергии $E_{\text{раз}}$ к сумме эксергии криопродукта $Ex_{\text{сж}}$ и разницы входящих $Ex_{\text{развх}}$ и выходящих $Ex_{\text{развых}}$ эксергий системы:

$$\eta_{\text{эксраз}} = \frac{E_{\text{раз}}}{Ex_{\text{сж}} + \sum Ex_{\text{развх}} - \sum Ex_{\text{развых}}}. \quad (4)$$

Эксергетический КПД показывает эффективность аккумулятора с учётом не только всех видов подведенной энергии к аккумулятору, но и с учётом качества этой энергии.

Кроме эффективности аккумуляторов большое значение имеет относительная стоимость хранимой энергии. Для оценки этого показателя используется величина удельной энергоёмкости аккумуляторов $l_{\text{уд}}$ – отношения количества запасённой энергии $Ex_{\text{сж}}$ к стоимости аккумулятора Z :

$$l_{\text{уд}} = \frac{Ex_{\text{сж}}}{Z}. \quad (5)$$

Стоимость аккумулятора можно определить следующим образом:

$$Z = \sum Z_{\text{ки}} + \sum Z_{\text{ни}} + \sum Z_{\text{ти}} + \sum Z_{\text{тои}} + \sum Z_{\text{еи}}, \quad (6)$$

где $\sum Z_{\text{ки}}$, $\sum Z_{\text{ни}}$, $\sum Z_{\text{ти}}$, $\sum Z_{\text{тои}}$, $\sum Z_{\text{еи}}$ – суммарная стоимость компрессоров, насосов, турбин, теплообменников и криогенных емкостей соответственно, формулы для определения которых представлены в табл. 1.

Таблица 1. Модель стоимости оборудования

Объект	Суммарная стоимость	Источник
Компрессор	$Z_k = 10167,5 N_k [\text{кВт}]^{0,46}$	[22]
Насос	$Z_n = 340 N_n [\text{кВт}]^{0,71}$	
Турбина	$Z_t = 4405 N_t [\text{кВт}]^{0,89}$	
Теплообменник*	$Z_{то} = 130 \frac{F_{то} [\text{м}^2]^{0,78}}{0,093}$	[23]
Ёмкость	$Z_{то} = 5,93 e^{3,49+0,448 \ln(V[\text{м}^3]) + 0,107 \ln(V[\text{м}^3])^2}$	

* $F_{то}$ – площадь поверхности теплообмена у теплообменника

Анализ эффективности аккумуляторов

Для анализа эффективности аккумуляторов была исследована выборка из тридцати публикаций, охватывающая временной период с 1977 по 2021 год. Характеристика установок и результаты анализа представлены в табл. 2. Анализ характеристик установок, обобщённых в классы, приведён на рис. 3, 4.

Анализ значений коэффициента аккумуляции (рис. 3) показывает, что при определённых условиях на этапе разрядки возможно получить больше электроэнергии, чем было затрачено на этапе зарядки. Это объясняется тем, что электроэнергия не является единственным видом энергии, используемым данным аккумулятором, т.е. обязательным условием для этого является наличие внешнего источника тепла и/или холода. При этом высокий коэффициент аккумуляции не обязательно означает эффективную установку с точки зрения степени термодинамического совершенства. Так, например, установка [29] обладает коэффициентом аккумуляции 111,6%, однако это достигается за счёт использования значительного количества холода от сжиженного природного газа, который используется с достаточно низкой эффективностью, что приводит к значению эксергетического КПД, равного 10,4% (рис. 4).

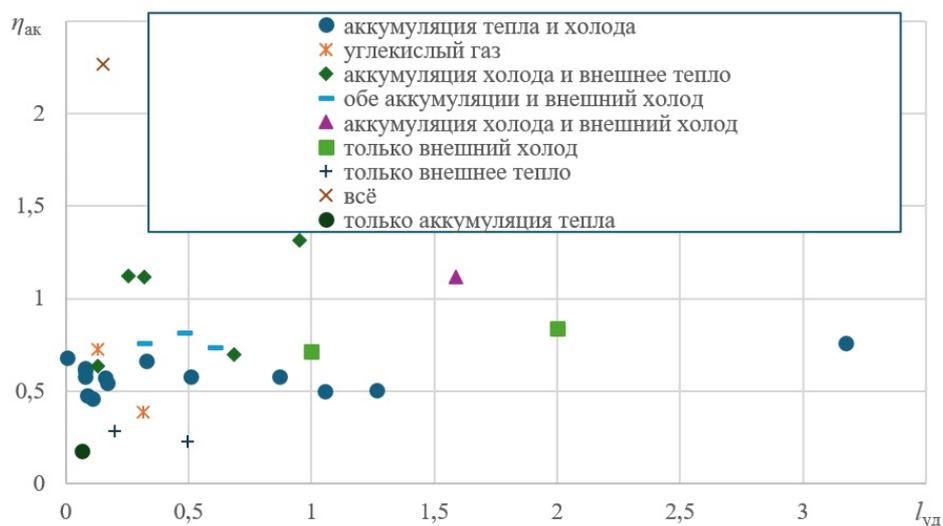


Рис. 3. Зависимость коэффициента аккумуляции $\eta_{ак}$ от удельной энергоёмкости $l_{уд}$

Анализ стоимости оборудования включал в себя оценку стоимости теплообменного оборудования, что в свою очередь требовало оценки площади поверхности теплообмена. Для этого необходимо было задаться значениями коэффициентов теплопередачи и построить тепловую диаграмму (рис. 5). Однако, как показал расчёт, большинство авторов ограничились расчётом термодинамических параметров системы без оценки соответствия результатов второму закону термодинамики. В результате того, что теплоёмкость воздуха c_p имеет ярко выраженный пик в районе критической точки (рис. 6), на тепловой диаграмме появляется характерный изгиб в линии сжатого воздуха, который может приближаться или даже пересекать линию хладагента, что приводит к фактической неработоспособности данной установки.

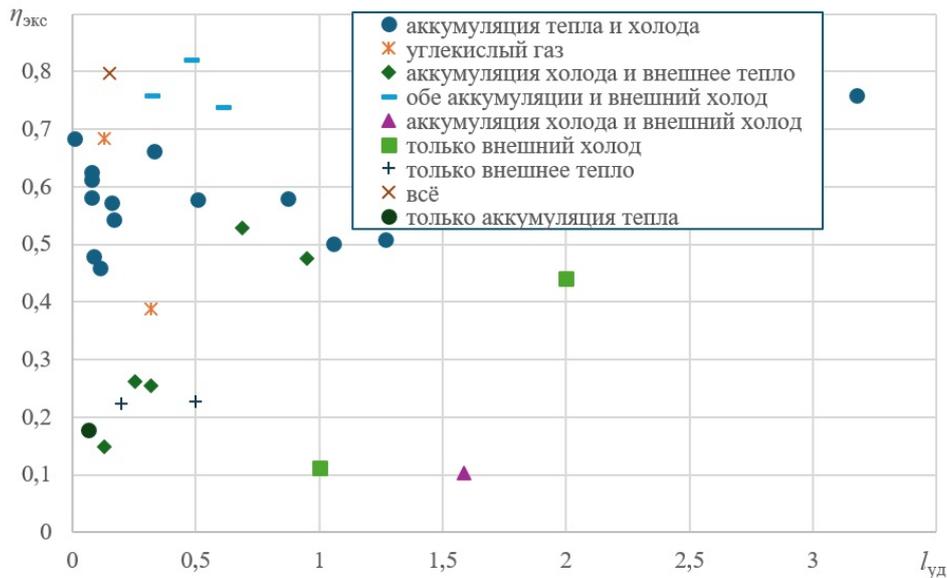


Рис. 4. Зависимость эксергетического КПД $\eta_{\text{экс}}$ от удельной энергоёмкости $I_{\text{уд}}$

В результате точность оценки стоимости таких установок снижается ввиду невозможности адекватной оценки площади поверхности теплообмена. Для избежания подобного эффекта рекомендуется задаваться большим температурным напором в основном криогенном теплообменнике.

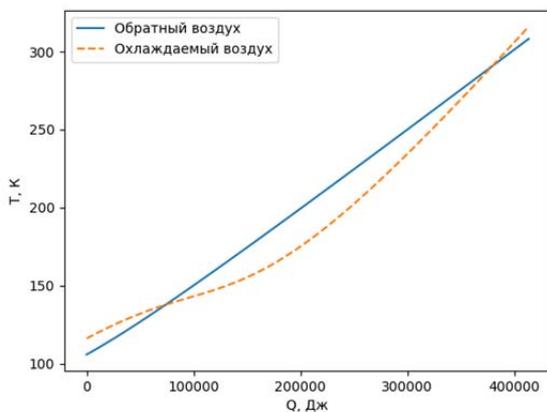


Рис. 5. Тепловая диаграмма основного теплообменника установки [33]

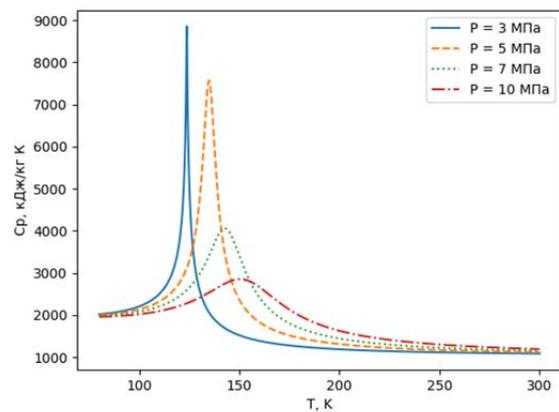


Рис. 6. Зависимость теплоёмкости воздуха от температуры при различных давлениях

Для сравнения различных установок между собой рекомендуется использовать комплексный показатель, оценивающий все вышеперечисленные влияющие факторы:

$$\eta_{\text{комп}} = \sum \eta_{\text{норм}i} k_i, \quad (7)$$

где $\eta_{\text{норм}i}$ – нормализованное минимаксным методом значение соответствующего показателя эффективности; k_i – весовой коэффициент коэффициента.

В данной работе рассмотрено два случая соответствующих весовых коэффициентов. В первом случае они равны друг другу (значение $\eta_{\text{комп}1}$), во втором случае весовой коэффициент коэффициента аккумулирования в 2 раза больше соответствующего значения для эксергетического КПД и удельной стоимости (значение $\eta_{\text{комп}2}$). Снижение веса эксергетического КПД связано с его косвенной природой влияния на энергетические показатели, а снижение веса удельной стоимости связано с низкой точностью расчёта.

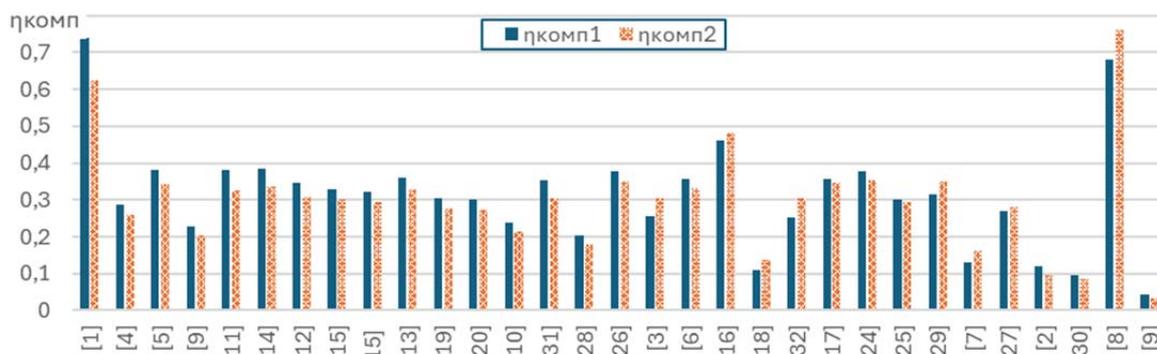


Рис. 7. Значения комплексного показателя эффективности установок в исследованиях различных авторов

Результаты расчёта комплексных показателей эффективности представлены в табл. 2 и на рис. 7. Из анализа диаграммы на рис. 7 видно, что в целом показатели в достаточной степени коррелируют друг с другом. Наибольшей эффективностью, согласно данным показателям, будут обладать две установки – первая [1] и установка [8], максимально использующая все способы повышения эффективности (аккумулирование тепла и холода, использование внешнего тепла и холода). При этом в установке [1] высокая эффективность достигается за счёт использования регенеративных теплообменников, что затруднительно на практике из-за того, что температурные уровни будут стремиться выровняться с течением времени и работа на длительном временном диапазоне будет невозможна.

Таблица 2. Установки с рассчитанными значениями показателей эффективности

Аккумулятивное			Внешнее		Рабочее тело	Показатели				
Источник	тепла	холода	тепло	холод		$\eta_{ак}$	$\eta_{экс}$	$l_{уд}$	$\eta_{комп1}$	$\eta_{комп2}$
[1]	+	+			Воздух	0,759	0,759	3,174	0,741	0,625
[3]		+	+		Воздух	1,120	0,254	0,318	0,255	0,304
[4]	+	+			Воздух	0,544	0,544	0,170	0,287	0,259
[2]			+		Воздух	0,227	0,227	0,497	0,118	0,095
[5]	+	+			Воздух	0,663	0,663	0,330	0,380	0,343
[6]		+	+		Воздух	0,698	0,528	0,686	0,358	0,331
[7]				+	Воздух	0,717	0,112	0,377	0,129	0,161
[9]	+	+			Воздух	0,460	0,460	0,111	0,227	0,204
[9]	+				Воздух	0,178	0,178	0,065	0,042	0,032
[11]	+	+			Воздух	0,508	0,508	1,266	0,379	0,324
[14]	+	+			Воздух	0,579	0,579	0,871	0,383	0,336
[16]		+	+		Воздух	1,315	0,475	0,952	0,459	0,481
[12]	+	+			Воздух	0,578	0,578	0,508	0,345	0,306
[8]	+	+	+	+	Воздух	2,266	0,798	0,150	0,682	0,761
[15]	+	+			Воздух	0,626	0,626	0,079	0,330	0,301
[15]	+	+			Воздух	0,613	0,613	0,079	0,322	0,293
[17]	+	+		+	Воздух	0,820	0,530	0,481	0,357	0,345
[13]	+	+			Воздух	0,683	0,683	0,007	0,359	0,330
[18]		+	+		Воздух	0,639	0,148	0,129	0,108	0,136
[19]	+	+			Воздух	0,573	0,573	0,161	0,305	0,276
[20]	+	+			СПГ	0,581	0,581	0,080	0,301	0,274
[10]	+	+			Воздух	0,480	0,480	0,088	0,237	0,214
[24]	+	+		+	Воздух	0,760	0,628	0,322	0,378	0,353
[25]	+	+		+	Воздух	0,738	0,413	0,610	0,301	0,293
[26]		+	+		CO ₂	0,724	0,684	0,130	0,379	0,349
[27]				+	Воздух	0,843	0,441	-	0,268	0,281
[28]	+	+			CO ₂	0,388	0,388	0,316	0,203	0,177
[29]		+		+	Воздух	1,116	0,104	1,587	0,316	0,349
[30]			+		Воздух	0,285	0,224	0,199	0,095	0,084
[31]	+	+			Азот	0,502	0,502	1,056	0,354	0,304
[32]				+	Воздух	1,122	0,263	0,256	0,253	0,303

Заключение

Рассмотрен вопрос оценки эффективности криогенных аккумуляторов энергии. Предлагается оценка с точки зрения энергетической, эксергетической и экономической эффективности, а также комплексным методом, который оценивает данные стороны в совокупности. Методика оценки апробирована на выборке из 30 аккумуляторов, предложенных в различных публикациях.

Анализ коэффициентов аккумулирования показал, что в определённых случаях при использовании внешнего холода и/или тепла его значение может достигать 100% или даже превышать его. При этом это необязательно означает высокую эффективность системы, так как этим показателем не оценивается качество преобразования внешних источников тепла и/или холода. Для оценки качества преобразования энергии предлагается использовать эксергетический КПД установок, который представляет собой произведение эксергетических КПД циклов зарядки и разрядки и учитывает вспомогательный подвод тепла и/или холода. Для эффективных установок вполне достижимо значение эксергетического КПД порядка 70%, но для этого обязательно нужно вспомогательное аккумулирование тепла сжатия в компрессорах и вспомогательное аккумулирование холода сжиженного криопродукта.

Оценка удельной энергоёмкости показала достаточно низкую надёжность данного показателя, так как модели стоимости дают большой разброс значений между собой и сильно зависят от масштабного фактора. Кроме того, для расчёта стоимости теплообменников необходим расчёт их тепловых диаграмм, что не всегда проводится авторами публикаций, из-за чего оценка стоимости становится невозможной.

Комплексный показатель, учитывающий все три стороны оценки эффективности, показывает, что наиболее эффективной установкой с учётом весовых коэффициентов является установка, использующая как вспомогательное аккумулирование тепла и холода, так и внешние холод и тепло. Для более полной оценки эффективности рекомендуется учитывать также экологические характеристики установки, например углеродный след, а также эксплуатационные затраты.

Результаты работы получены при финансовой поддержке Минобрнауки России (проект № FSSS-2024-0017).

Библиографический список

1. Smith E.M. Storage of electrical energy using supercritical liquid air // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. 1977. V. 191, Iss. 1. P. 289-298. DOI: 10.1243/pime_proc_1977_191_035_02
2. Morgan R., Nelmes S., Gibson E., Brett G. Liquid air energy storage – Analysis and first results from a pilot scale demonstration plant // Applied Energy. 2015. V. 137. P. 845-853. DOI: 10.1016/j.apenergy.2014.07.109
3. Li Y., Cao H., Wang S., Jin Y., Li D., Wang X., Ding Y. Load shifting of nuclear power plants using cryogenic energy storage // Applied Energy. 2014. V. 113. P. 1710-1716. DOI: 10.1016/j.apenergy.2013.08.077
4. Guizzi G., Manno M., Tolomei L., Vitali R. Thermodynamic analysis of a liquid air energy storage system // Energy. 2015. V. 93. P. 1639-1647. DOI: 10.1016/j.energy.2015.10.030
5. She X., Li Y., Peng X., Ding Y. Theoretical analysis on performance enhancement of stand-alone liquid air energy storage from perspective of energy storage and heat transfer // Energy Procedia. 2017. V. 142. P. 3498-3504. DOI: 10.1016/j.egypro.2017.12.236
6. Lee I., Park J., Moon I. Conceptual design and exergy analysis of combined cryogenic energy storage and LNG regasification processes: Cold and power integration // Energy. 2017. V. 140. P. 106-115. DOI: 10.1016/j.energy.2017.08.054
7. Gökçeer T., Demirkaya G., Padilla R.V. Thermoeconomic analysis of liquid air energy storage system // Proceedings of the ASME 2017 11th International Conference on Energy Sustainability (June, 26-30, 2017, Charlotte, North Carolina, USA). DOI: 10.1115/ES2017-3370

8. Kim J., Noh Y., Chang D. Storage system for distributed-energy generation using liquid air combined with liquefied natural gas // *Applied Energy*. 2018. V. 212. P. 1417-1432. DOI: 10.1016/j.apenergy.2017.12.092
9. Hamdy S., Morosuk T., Tsatsaronis G. Cryogenics-based energy storage: Evaluation of cold exergy recovery cycles // *Energy*. 2017. V. 138. P. 1069-1080. DOI: 10.1016/j.energy.2017.07.118
10. Hamdy S., Morosuk T., Tsatsaronis G. Exergoeconomic optimization of an adiabatic cryogenics-based energy storage system // *Energy*. 2019. V. 183. P. 812-824. DOI: 10.1016/j.energy.2019.06.176
11. Sciacovelli A., Vecchi A., Ding Y. Liquid air energy storage (LAES) with packed bed cold thermal storage – From component to system level performance through dynamic modelling // *Applied Energy*. 2017. V. 190. P. 84-98. DOI: 10.1016/j.apenergy.2016.12.118
12. Peng H., Shan X., Yang Y., Ling X. A study on performance of a liquid air energy storage system with packed bed units // *Applied Energy*. 2018. V. 211. P. 126-135. DOI: 10.1016/j.apenergy.2017.11.045
13. Lin X., Wang L., Xie N., Li G., Chen H. Thermodynamic analysis of the cascaded packed bed cryogenic storage based supercritical air energy storage system // *Energy Procedia*. 2019. V. 158. P. 5079-5085. DOI: 10.1016/j.egypro.2019.01.639
14. She X., Peng X., Nie B., Leng G., Zhang X., Weng L., Tong L., Zheng L., Wang L., Ding Y. Enhancement of round trip efficiency of liquid air energy storage through effective utilization of heat of compression // *Applied Energy*. 2017. V. 206. P. 1632-1642. DOI: 10.1016/j.apenergy.2017.09.102
15. Peng X., She X., Cong L., Zhang T., Li C., Li Y., Wang L., Tong L., Ding Y. Thermodynamic study on the effect of cold and heat recovery on performance of liquid air energy storage // *Applied Energy*. 2018. V. 221. P. 86-99. DOI: 10.1016/j.apenergy.2018.03.151
16. Krawczyk P., Szabłowski Ł., Karellas S., Kakaras E., Badyda K. Comparative thermodynamic analysis of compressed air and liquid air energy storage systems // *Energy*. 2018. V. 142. P. 46-54. DOI: 10.1016/j.energy.2017.07.078
17. Zhang T., Chen L., Zhang X., Mei S., Xue X., Zhou Y. Thermodynamic analysis of a novel hybrid liquid air energy storage system based on the utilization of LNG cold energy // *Energy*. 2018. V. 155. P. 641-650. DOI: 10.1016/j.energy.2018.05.041
18. Cetin T., Kanoglu M., Yanikomer N. Cryogenic energy storage powered by geothermal energy // *Geothermics*. 2019. V. 77. P. 34-40. DOI: 10.1016/j.geothermics.2018.08.005
19. Zhang T., Zhang X., Xue X., Wang G., Mei S. Thermodynamic analysis of a hybrid power system combining Kalina cycle with liquid air energy storage // *Entropy*. 2019. V. 21, Iss. 3. DOI: 10.3390/e21030220
20. Liu Y., Tan H. Preliminary study on a new cryogenic energy storage system based on natural gas liquefaction // *Proceedings of the 14th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications, ICIEA (June, 19-21, 2019, Xi'an, China)*. 2019. P. 483-487. DOI: 10.1109/ICIEA.2019.8833884
21. She X., Wang H., Zhang T., Li Y., Zhao X., Ding Y., Wang C. Liquid air energy storage – A critical review // *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 2025. V. 208. DOI: 10.1016/j.rser.2024.114986
22. Fang Z., Pan Z., Ma G., Yu J., Shang L., Zhang Z. Exergoeconomic, exergoenvironmental analysis and multi-objective optimization of a novel combined cooling, heating and power system for liquefied natural gas cold energy recovery // *Energy*. 2023. V. 269. DOI: 10.1016/j.energy.2023.126752

23. Abdolalipouradl M., Khalilarya S., Jafarmadar S. Exergoeconomic analysis of a novel integrated transcritical CO₂ and Kalina 11 cycles from Sabalan geothermal power plant // *Energy Conversion and Management*. 2019. V. 195. P. 420-435. DOI: 10.1016/j.enconman.2019.05.027

24. Peng X., She X., Li C., Luo Y., Zhang T., Li Y., Ding Y. Liquid air energy storage flexibly coupled with LNG regasification for improving air liquefaction // *Applied Energy*. 2019. V. 250. P. 1190-1201. DOI: 10.1016/j.apenergy.2019.05.040

25. She X., Zhang T., Cong L., Peng X., Li C., Luo Y., Ding Y. Flexible integration of liquid air energy storage with liquefied natural gas regasification for power generation enhancement // *Applied Energy*. 2019. V. 251. DOI: 10.1016/j.apenergy.2019.113355

26. Xu M., Zhao P., Huo Y., Han J., Wang J., Dai Y. Thermodynamic analysis of a novel liquid carbon dioxide energy storage system and comparison to a liquid air energy storage system // *Journal of Cleaner Production*. 2020. V. 242. DOI: 10.1016/j.jclepro.2019.118437

27. Park J., You F., Cho H., Lee I., Moon I. Novel massive thermal energy storage system for liquefied natural gas cold energy recovery // *Energy*. 2020. V. 195. DOI: 10.1016/j.energy.2020.117022

28. Zhang Y., Yao E., Zhang X., Yang K. Thermodynamic analysis of a novel compressed carbon dioxide energy storage system with low-temperature thermal storage // *International Journal of Energy Research*. 2020. V. 44, Iss. 8. P. 6531-6554. DOI: 10.1002/er.5387

29. Qi M., Park J., Kim J., Lee I., Moon I. Advanced integration of LNG regasification power plant with liquid air energy storage: Enhancements in flexibility, safety, and power generation // *Applied Energy*. 2020. V. 269. DOI: 10.1016/j.apenergy.2020.115049

30. Cetin T., Kanoglu M., Bedir F. Integration of cryogenic energy storage and cryogenic organic cycle to geothermal power plants // *Geothermics*. 2020. V. 87. DOI: 10.1016/j.geothermics.2020.101830

31. Wang C., Akkurt N., Zhang X., Luo Y., She X. Techno-economic analyses of multi-functional liquid air energy storage for power generation, oxygen production and heating // *Applied Energy*. 2020. V. 275. DOI: 10.1016/j.apenergy.2020.115392

32. Park J., Cho S., Qi M., Noh W., Lee I., Moon I. Liquid air energy storage coupled with liquefied natural gas cold energy: Focus on efficiency, energy capacity, and flexibility // *Energy*. 2021. V. 216. DOI: 10.1016/j.energy.2020.119308

33. Liu Q., He Z., Liu Y., He Y. Thermodynamic and parametric analyses of a thermoelectric generator in a liquid air energy storage system // *Energy Conversion and Management*. 2021. V. 237. DOI: 10.1016/j.enconman.2021.114117

ASSESSMENT OF CRYOGENIC ENERGY STORAGE SYSTEMS EFFICIENCY

© 2025

E. V. Blagin Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Heat Engineering Department; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; blagin.ev@ssau.ru

D. A. Uglanov Doctor of Science (Engineering), Professor of the Heat Engineering Department; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; uglanov.da@ssau.ru

This study evaluates the efficiency of cryogenic energy storage systems from energy, exergy, and economic perspectives. Cryogenic energy storage systems that store energy through gas liquefaction and regasification, offer high energy capacity but face challenges in storage efficiency. The authors propose a comprehensive performance indicator that integrates these factors, addressing limitations of

traditional metrics like the round-trip efficiency, which fails to account for external heat/cold sources. Analysis of 30 installations reveals that systems utilizing compression heat and cryogenic cold achieve up to 70% efficiency, while those relying solely on electricity average 25%. Key findings highlight the trade-offs between energy density, cost, and thermodynamic perfection, with advanced configurations (e.g., hybrid systems with LNG cold recovery) achieving round-trip efficiency more than 100% but lower exergy efficiency (10.4%). A novel composite metric balances η_a , exergy efficiency, and specific energy capacity, identifying optimal designs. The study concludes that integrating auxiliary heat/cold storage and external energy sources (e.g., geothermal, LNG) enhances performance, though practical constraints like regenerative heat exchanger stability persist.

Cryogenic energy storage; round-trip efficiency; exergy efficiency; specific energy capacity

Citation: Blagin E.V., Uglanov D.A. Assessment of cryogenic energy storage systems efficiency. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 2. P. 109-123. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-109-123

References

1. Smith E.M. Storage of electrical energy using supercritical liquid air. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*. 1977. V. 191, Iss. 1. P. 289-298. DOI: 10.1243/pime_proc_1977_191_035_02
2. Morgan R., Nelmes S., Gibson E., Brett G. Liquid air energy storage – Analysis and first results from a pilot scale demonstration plant. *Applied Energy*. 2015. V. 137. P. 845-853. DOI: 10.1016/j.apenergy.2014.07.109
3. Li Y., Cao H., Wang S., Jin Y., Li D., Wang X., Ding Y. Load shifting of nuclear power plants using cryogenic energy storage. *Applied Energy*. 2014. V. 113. P. 1710-1716. DOI: 10.1016/j.apenergy.2013.08.077
4. Guizzi G., Manno M., Tolomei L., Vitali R. Thermodynamic analysis of a liquid air energy storage system. *Energy*. 2015. V. 93. P. 1639-1647. DOI: 10.1016/j.energy.2015.10.030
5. She X., Li Y., Peng X., Ding Y. Theoretical analysis on performance enhancement of stand-alone liquid air energy storage from perspective of energy storage and heat transfer. *Energy Procedia*. 2017. V. 142. P. 3498-3504. DOI: 10.1016/j.egypro.2017.12.236
6. Lee I., Park J., Moon I. Conceptual design and exergy analysis of combined cryogenic energy storage and LNG regasification processes: Cold and power integration. *Energy*. 2017. V. 140. P. 106-115. DOI: 10.1016/j.energy.2017.08.054
7. Gökçeer T., Demirkaya G., Padilla R.V. Thermo-economic analysis of liquid air energy storage system. *Proceedings of the ASME 2017 11th International Conference on Energy Sustainability (June, 26-30, 2017, Charlotte, North Carolina, USA)*. DOI: 10.1115/ES2017-3370
8. Kim J., Noh Y., Chang D. Storage system for distributed-energy generation using liquid air combined with liquefied natural gas. *Applied Energy*. 2018. V. 212. P. 1417-1432. DOI: 10.1016/j.apenergy.2017.12.092
9. Hamdy S., Morosuk T., Tsatsaronis G. Cryogenics-based energy storage: Evaluation of cold exergy recovery cycles. *Energy*. 2017. V. 138. P. 1069-1080. DOI: 10.1016/j.energy.2017.07.118
10. Hamdy S., Morosuk T., Tsatsaronis G. Exergoeconomic optimization of an adiabatic cryogenics-based energy storage system. *Energy*. 2019. V. 183. P. 812-824. DOI: 10.1016/j.energy.2019.06.176
11. Sciacovelli A., Vecchi A., Ding Y. Liquid air energy storage (LAES) with packed bed cold thermal storage – From component to system level performance through dynamic modelling. *Applied Energy*. 2017. V. 190. P. 84-98. DOI: 10.1016/j.apenergy.2016.12.118

12. Peng H., Shan X., Yang Y., Ling X. A study on performance of a liquid air energy storage system with packed bed units. *Applied Energy*. 2018. V. 211. P. 126-135. DOI: 10.1016/j.apenergy.2017.11.045
13. Lin X., Wang L., Xie N., Li G., Chen H. Thermodynamic analysis of the cascaded packed bed cryogenic storage based supercritical air energy storage system. *Energy Procedia*. 2019. V. 158. P. 5079-5085. DOI: 10.1016/j.egypro.2019.01.639
14. She X., Peng X., Nie B., Leng G., Zhang X., Weng L., Tong L., Zheng L., Wang L., Ding Y. Enhancement of round trip efficiency of liquid air energy storage through effective utilization of heat of compression. *Applied Energy*. 2017. V. 206. P. 1632-1642. DOI: 10.1016/j.apenergy.2017.09.102
15. Peng X., She X., Cong L., Zhang T., Li C., Li Y., Wang L., Tong L., Ding Y. Thermodynamic study on the effect of cold and heat recovery on performance of liquid air energy storage. *Applied Energy*. 2018. V. 221. P. 86-99. DOI: 10.1016/j.apenergy.2018.03.151
16. Krawczyk P., Szablowski Ł., Karellas S., Kakaras E., Badyda K. Comparative thermodynamic analysis of compressed air and liquid air energy storage systems. *Energy*. 2018. V. 142. P. 46-54. DOI: 10.1016/j.energy.2017.07.078
17. Zhang T., Chen L., Zhang X., Mei S., Xue X., Zhou Y. Thermodynamic analysis of a novel hybrid liquid air energy storage system based on the utilization of LNG cold energy. *Energy*. 2018. V. 155. P. 641-650. DOI: 10.1016/j.energy.2018.05.041
18. Cetin T., Kanoglu M., Yanikomer N. Cryogenic energy storage powered by geothermal energy. *Geothermics*. 2019. V. 77. P. 34-40. DOI: 10.1016/j.geothermics.2018.08.005
19. Zhang T., Zhang X., Xue X., Wang G., Mei S. Thermodynamic analysis of a hybrid power system combining Kalina cycle with liquid air energy storage. *Entropy*. 2019. V. 21, Iss. 3. DOI: 10.3390/e21030220
20. Liu Y., Tan H. Preliminary study on a new cryogenic energy storage system based on natural gas liquefaction. *Proceedings of the 14th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications, ICIEA (June, 19-21, 2019, Xi'an, China)*. 2019. P. 483-487. DOI: 10.1109/ICIEA.2019.8833884
21. She X., Wang H., Zhang T., Li Y., Zhao X., Ding Y., Wang C. Liquid air energy storage – A critical review. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 2025. V. 208. DOI: 10.1016/j.rser.2024.114986
22. Fang Z., Pan Z., Ma G., Yu J., Shang L., Zhang Z. Exergoeconomic, exergoenvironmental analysis and multi-objective optimization of a novel combined cooling, heating and power system for liquefied natural gas cold energy recovery. *Energy*. 2023. V. 269. DOI: 10.1016/j.energy.2023.126752
23. Abdolalipouradl M., Khalilarya S., Jafarmadar S. Exergoeconomic analysis of a novel integrated transcritical CO₂ and Kalina 11 cycles from Sabalan geothermal power plant. *Energy Conversion and Management*. 2019. V. 195. P. 420-435. DOI: 10.1016/j.enconman.2019.05.027
24. Peng X., She X., Li C., Luo Y., Zhang T., Li Y., Ding Y. Liquid air energy storage flexibly coupled with LNG regasification for improving air liquefaction. *Applied Energy*. 2019. V. 250. P. 1190-1201. DOI: 10.1016/j.apenergy.2019.05.040
25. She X., Zhang T., Cong L., Peng X., Li C., Luo Y., Ding Y. Flexible integration of liquid air energy storage with liquefied natural gas regasification for power generation enhancement. *Applied Energy*. 2019. V. 251. DOI: 10.1016/j.apenergy.2019.113355
26. Xu M., Zhao P., Huo Y., Han J., Wang J., Dai Y. Thermodynamic analysis of a novel liquid carbon dioxide energy storage system and comparison to a liquid air energy storage system. *Journal of Cleaner Production*. 2020. V. 242. DOI: 10.1016/j.jclepro.2019.118437

27. Park J., You F., Cho H., Lee I., Moon I. Novel massive thermal energy storage system for liquefied natural gas cold energy recovery. *Energy*. 2020. V. 195. DOI: 10.1016/j.energy.2020.117022
28. Zhang Y., Yao E., Zhang X., Yang K. Thermodynamic analysis of a novel compressed carbon dioxide energy storage system with low-temperature thermal storage. *International Journal of Energy Research*. 2020. V. 44, Iss. 8. P. 6531-6554. DOI: 10.1002/er.5387
29. Qi M., Park J., Kim J., Lee I., Moon I. Advanced integration of LNG regasification power plant with liquid air energy storage: Enhancements in flexibility, safety, and power generation. *Applied Energy*. 2020. V. 269. DOI: 10.1016/j.apenergy.2020.115049
30. Cetin T., Kanoglu M., Bedir F. Integration of cryogenic energy storage and cryogenic organic cycle to geothermal power plants. *Geothermics*. 2020. V. 87. DOI: 10.1016/j.geothermics.2020.101830
31. Wang C., Akkurt N., Zhang X., Luo Y., She X. Techno-economic analyses of multi-functional liquid air energy storage for power generation, oxygen production and heating. *Applied Energy*. 2020. V. 275. DOI: 10.1016/j.apenergy.2020.115392
32. Park J., Cho S., Qi M., Noh W., Lee I., Moon I. Liquid air energy storage coupled with liquefied natural gas cold energy: Focus on efficiency, energy capacity, and flexibility. *Energy*. 2021. V. 216. DOI: 10.1016/j.energy.2020.119308
33. Liu Q., He Z., Liu Y., He Y. Thermodynamic and parametric analyses of a thermoelectric generator in a liquid air energy storage system. *Energy Conversion and Management*. 2021. V. 237. DOI: 10.1016/j.enconman.2021.114117

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТВЁРДООКСИДНОГО ТОПЛИВНОГО ЭЛЕМЕНТА НА ВОДОРОДЕ И ЕЁ ПРОГРАММНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ

© 2025

И. М. Горюнов доктор технических наук, старший научный сотрудник,
профессор кафедры авиационных двигателей;
Уфимский университет науки и технологий;
gorjunov@mail.ru

А. А. Никитин аспирант кафедры авиационных двигателей;
Уфимский университет науки и технологий;
aleksandr-nikitin1999@yandex.ru

А. А. Лоскутников кандидат технических наук, главный конструктор ОКБ «Мотор»;
ПАО «ОДК-УМПО», г. Уфа;
alex_loskutnikov@mail.ru

Н. Е. Иванов студент кафедры авиационных двигателей;
Уфимский университет науки и технологий;
Nikita.ivan2001@yandex.ru

Проведён анализ существующих математических моделей, позволяющих выполнять термогазодинамические расчёты газотурбинных двигателей различных термогазодинамических циклов. Было выявлено, что в большинстве моделей отсутствует возможность расчёта при использовании твёрдооксидных топливных элементов или где в качестве топлива используется метан с последующим получением водорода в результате пароводяной конверсии. В настоящей работе разработана математическая модель твёрдооксидного топливного элемента, учитывающая внутренние электрохимические реакции с последующим определением основных электрохимических параметров с применением в качестве топлива водорода. На основе разработанной математической модели проведены расчётные исследования и представлены результаты оценки адекватности модели, которые демонстрируют высокую корреляцию с экспериментальными данными. Разработанная математическая модель реализована в виде модуля в программном комплексе DVIGwT. Программная реализация модели позволит выполнять термогазодинамические расчёты перспективных схем газотурбинных двигателей, включающих твёрдооксидные топливные элементы.

Газотурбинный двигатель; твёрдооксидный топливный элемент; термогазодинамические расчёты; электрохимическая реакция; водород

Цитирование: Горюнов И.М., Никитин А.А., Лоскутников А.А., Иванов Н.Е. Математическая модель твёрдооксидного топливного элемента на водороде и её программная реализация // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 2. С. 124-135.
DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-124-135

Введение

Одним из перспективных направлений совершенствования газотурбинных двигателей (ГТД) является использование альтернативных видов топлива и более эффективных систем их сжигания. Например, применение топливных элементов (ТЭ).

В ТЭ в результате электрохимической реакции преобразуются энергия топлива и окислителя в электрическую энергию [1]. Существуют различные типы топливных элементов (в зависимости от электролита и рабочих температур), но поскольку для ГТД характерна высокая температура рабочего тела, целесообразно рассматривать применение высокотемпературных твёрдооксидных топливных элементов (ТОТЭ). Применение ТОТЭ позволяет создавать гибридные силовые установки (ГСУ) летательных аппаратов и энергетических установок (ЭУ) [1].

Для выполнения параметрических исследований таких систем требуется дальнейшее совершенствование метода термогазодинамических расчётов схем силовых установок, включающих ТОТЭ.

Существующие методы термогазодинамических расчётов, например, ThermoGTE [2], АСТРА [3], АС ГРЭТ [4], GasTurb [5] и др. не позволяют выполнять исследования ГТД на базе ТОТЭ, либо решают данную задачу для определённой конфигурации газотурбинного двигателя.

В работах [6; 7] рассматриваются электрохимические процессы, происходящие в топливных элементах. В статье [8] рассматривается расчёт электродвижущей силы (ЭДС) в твёрдооксидном топливном элементе с учётом изменений энтропии и свободной энергии Гиббса инертных веществ, а также реагентов и продуктов, не участвующих в электрохимических реакциях. В работе [9] при рассмотрении гибридных силовых установок математическая модель ТОТЭ представляется в виде вольтамперной характеристики.

В системе математического моделирования тепловых, энергетических и комбинированных установок (DVIGwT) [10], созданной в УГАТУ Горюновым И.М., в настоящее время реализован модуль «SOFC», который позволяет выполнять расчёты моделей газотурбинных установок различных конфигураций на базе ТОТЭ только с учётом пароводяной конверсии (ПВК) природного газа, но при этом отсутствует возможность осуществлять термогазодинамические расчёты газотурбинных двигателей на базе ТОТЭ без использования ПВК [11].



Рис. 1. Схема функционирования твёрдооксидного топливного элемента

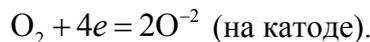
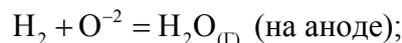
На рис. 1 представлена схема функционирования твёрдооксидного топливного элемента. В ТОТЭ происходят следующие процессы: воздух (окислитель) поступает на катод, топливо (H_2) – на анод. На катоде происходит восстановление кислорода воздуха (O_2) до анионов (O_2^-). Далее анионы кислорода воздуха проникают через мембрану к аноду и окисляют водород (H_2) до водяного пара (H_2O). Более подробно данные процессы описаны в [1].

Анализ алгоритма расчёта твёрдооксидного топливного элемента

На рис. 2 представлен алгоритм расчёта процессов, происходящих в ТОТЭ, аналогичный представленному в [11]. Отличие приведённого на рис. 2 алгоритма заключается в том, что в качестве топлива используется водород, а не метан, как в [11], и, соответственно, отсутствует паровая конверсия метана.

Значения параметров теплофизических свойств рабочих тел и смесей в промежуточных расчётах определяются с использованием методики, реализованной Трусовым Б.Г. (МГТУ им. Н.Э. Баумана) в программной процедуре расчёта состава и параметров равновесного состояния произвольных многокомпонентных многофазных

систем при высокой температуре «Thermo» [12]. Основные уравнения, описывающие химические реакции в ТОТЭ, аналогично [11]:



Основная токообразующая реакция в ТОТЭ:

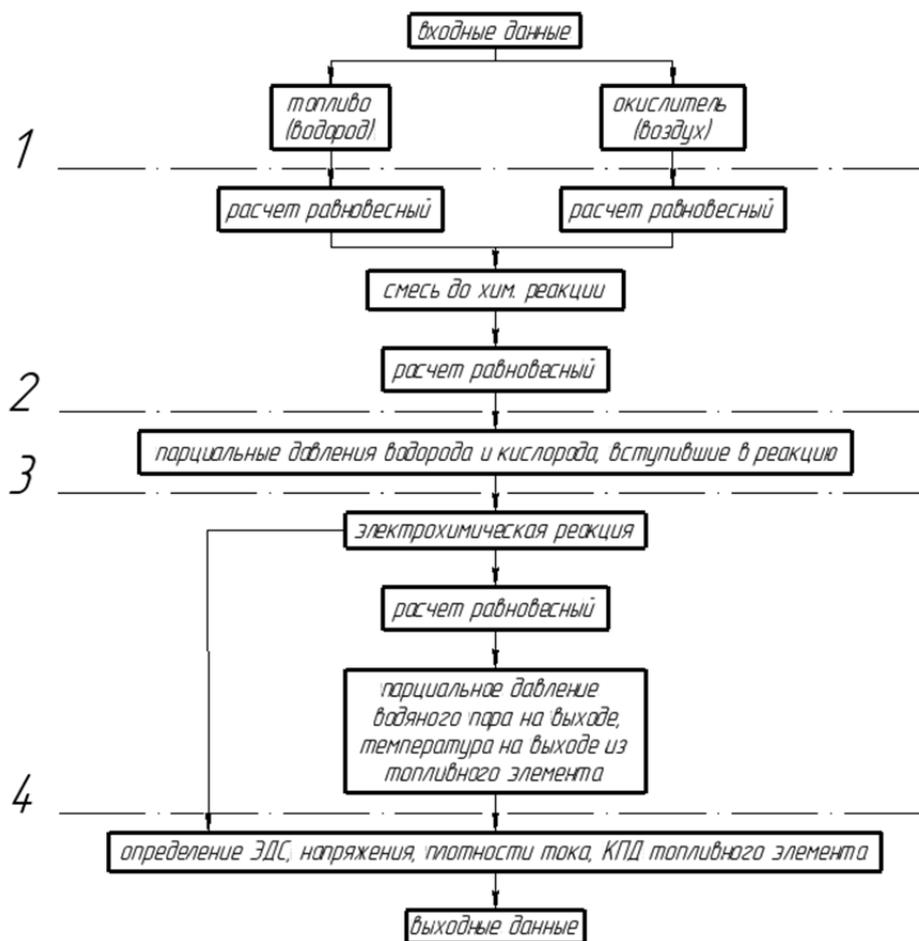
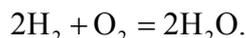


Рис. 2. Алгоритм расчёта твёрдооксидного топливного элемента

Алгоритм расчёта ТОТЭ состоит из следующих этапов:

1. На первом этапе в ТОТЭ поступают окислитель (воздух) с параметрами: $b_{\text{ок}}$ – влагосодержание окислителя; $p_{\text{ок}}^*$ – полное давление окислителя; $\alpha_{\text{ок}}$ – коэффициент избытка окислителя; $G_{\text{ок}}$ – расход окислителя; $T_{\text{ок}}^*$ – полная температура окислителя; и топливо с параметрами: $p_{\text{т}}^*$ – полное давление топлива; $G_{\text{т}}$ – расход топлива; $T_{\text{т}}$ – температура топлива.

2. На втором этапе выполняется расчёт смеси топлива и окислителя до основной реакции в ТЭ:

– массовый расход смеси топлива и окислителя на входе в ТЭ:

$$G_{\text{осн.к}} = G_{\text{ок}} + G_{\text{т}};$$

– массовые доли окислителя и топлива:

$$g_{\text{ок}} = \frac{G_{\text{ок}}}{G_{\text{осн.к}}};$$

$$g_{\text{т}} = \frac{G_{\text{т}}}{G_{\text{осн.к}}};$$

– удельные объёмы окислителя $v_{\text{ок}}$ и топлива $v_{\text{т}}$; энтальпии окислителя $i_{\text{ок}}$ и топлива $i_{\text{т}}$; молярные массы газовых фаз окислителя $\mu_{\text{ок}}$ и топлива $\mu_{\text{т}}$; а также теплоёмкости при постоянном объёме для окислителя $c_{\text{вок}}$ и топлива $c_{\text{вт}}$ определяются по [12] в зависимости от температуры и давления, соответственно, окислителя и топлива:

$$v_{\text{ок}}, i_{\text{ок}}, \mu_{\text{ок}}, c_{\text{вок}} = f(T_{\text{ок}}, p_{\text{ок}});$$

$$v_{\text{т}}, i_{\text{т}}, \mu_{\text{т}}, c_{\text{вт}} = f(T_{\text{т}}, p_{\text{т}});$$

– энтальпия смеси топлива и окислителя:

$$i_{\text{см}} = g_{\text{т}} i_{\text{т}} + g_{\text{ок}} i_{\text{ок}};$$

– температуры смеси в основной камере ТЭ:

$$T_{\text{см}} = \frac{g_{\text{т}} c_{\text{вт}} T_{\text{т}} + g_{\text{ок}} c_{\text{вок}} T_{\text{ок}}}{g_{\text{т}} c_{\text{вт}} + g_{\text{ок}} c_{\text{вок}}};$$

– парциальное давление топлива и окислителя в смеси основной камеры ТЭ:

$$p_{\text{т осн.к}} = \frac{p_{\text{т}} G_{\text{т}} v_{\text{т}}}{(G_{\text{т}} v_{\text{т}} + G_{\text{ок}} v_{\text{ок}})} \cdot \frac{T_{\text{см}}}{T_{\text{т}}};$$

$$p_{\text{ок осн.к}} = \frac{p_{\text{ок}} G_{\text{ок}} v_{\text{ок}}}{(G_{\text{т}} v_{\text{т}} + G_{\text{ок}} v_{\text{ок}})} \cdot \frac{T_{\text{см}} \cdot 1000}{T_{\text{ок}}};$$

– давление смеси основной камеры ТЭ:

$$p_{\text{осн.к}} = p_{\text{т осн.к}} + p_{\text{ок осн.к}}.$$

3. Третий этап заключается в определении парциальных давлений водорода и кислорода, вступивших в реакцию:

– молярные массы газовых фаз окислителя $\mu_{ок}$ и топлива $\mu_{т}$, массовые доли водорода g_{H_2} и кислорода g_{O_2} в смеси в ТЭ определяются по [12] в зависимости от температуры $T_{см}$ смеси и парциальных давлений топлива $p_{т\text{ осн.к}}$ и окислителя $p_{ок\text{ осн.к}}$ в смеси основной камеры ТЭ:

$$\mu_{ок}, g_{O_2} = f(T_{см}, p_{ок\text{ осн.к}});$$

$$\mu_{т}, g_{H_2} = f(T_{см}, p_{т\text{ осн.к}});$$

– мольная масса смеси в ТЭ:

$$\mu_{осн.к} = \frac{1}{g_{т}/\mu_{т} + g_{ок}/\mu_{ок}};$$

– объёмная доля и парциальное давление водорода в смеси в ТЭ:

$$r_{H_2} = \frac{g_{т} g_{H_2} \mu_{осн.к}}{\mu_{H_2}},$$

$$p_{H_2} = r_{H_2} p_{осн.к};$$

– объёмная доля и парциальное давление кислорода в смеси в ТЭ:

$$r_{O_2} = \frac{g_{ок} g_{O_2} \mu_{осн.к}}{\mu_{O_2}},$$

$$p_{O_2} = r_{O_2} p_{осн.к};$$

– массовая доля водорода и кислорода в основной электрохимической реакции:

$$g_{H_2\text{реак}} = \frac{g_{H_2}}{g_{H_2} + g_{O_2}};$$

$$g_{O_2\text{реак}} = \frac{g_{O_2}}{g_{H_2} + g_{O_2}};$$

– удельные объёмы кислорода ν_{O_2} и водорода ν_{H_2} , а также энтальпии кислорода i_{O_2} и водорода i_{H_2} в смеси в ТЭ определяются по [12] в зависимости от температуры $T_{см}$ смеси и парциальных давлений кислорода p_{O_2} и водорода p_{H_2} в смеси в ТЭ:

$$\nu_{O_2}, i_{O_2} = f(T_{см}, p_{O_2});$$

$$v_{H_2}, i_{H_2} = f(T_{см}, p_{H_2});$$

– парциальное давление водорода и кислорода в смеси основной реакции:

$$p_{H_2, \text{реак}} = \frac{p_{H_2} v_{H_2}}{v_{H_2} + g_{O_2} v_{O_2}};$$

$$p_{O_2, \text{реак}} = \frac{p_{O_2} v_{O_2} g_{O_2}}{v_{H_2} + g_{O_2} v_{O_2}}.$$

4. На четвёртом этапе рассчитывается равновесное состояние смеси основной реакции окисления водорода кислородом воздуха с образованием паров воды. Определяются парциальные давления и температура продуктов реакции:

– давление основной реакции в ТЭ:

$$p_{\text{реак}} = p_{H_2, \text{реак}} + p_{O_2, \text{реак}};$$

– температура $T_{\text{реак}}$, суммарное число молей системы $M_{\text{реак}}$, энтальпия $i_{\text{реак}}$ реакции и парциальное давление водяного пара $p_{H_2O, \text{реак}}$ основной реакции определяются по [12] в зависимости от температуры $T_{см}$ смеси и давления $p_{\text{реак}}$ основной реакции в ТЭ:

$$M_{\text{реак}}, i_{\text{реак}}, T_{\text{реак}}, p_{H_2O, \text{реак}} = f(T_{см}, p_{\text{реак}});$$

– давление топлива в смеси до основной реакции:

$$p_{Т см} = \frac{p_{\text{осн.к}} g_T \mu_{\text{осн.к}}}{\mu_T};$$

– энтропия $s_{Т вх}$, газовая постоянная $R_{Т вх}$ топлива в смеси до основной реакции в ТЭ определяются по [12] в зависимости от температуры $T_{см}$ смеси и давления топлива $p_{Т см}$ в смеси до основной реакции:

$$s_{Т вх}, R_{Т вх} = f(T_{см}, p_{Т см});$$

– давление окислителя в смеси до основной реакции:

$$p_{ок см} = \frac{p_{\text{осн.к}} g_{ок} \mu_{\text{осн.к}}}{\mu_{ок}};$$

– энтропия $s_{ок вх}$, газовая постоянная $R_{ок вх}$ окислителя в смеси до основной реакции в ТЭ определяются по [12] в зависимости от температуры $T_{см}$ смеси и давления $p_{ок см}$ окислителя в смеси до основной реакции:

$$s_{\text{ок вх}}, R_{\text{ок вх}} = f(T_{\text{см}}, p_{\text{ок см}});$$

– изменение энтропии смеси при смешении до основной реакции:

$$\Delta s_{\text{см}} = g_{\text{т}} R_{\text{т вх}} \ln\left(\frac{\mu_{\text{т}}}{g_{\text{т}} \mu_{\text{осн.к}}}\right) + g_{\text{ок}} R_{\text{ок вх}} \ln\left(\frac{\mu_{\text{ок}}}{g_{\text{ок}} \mu_{\text{осн.к}}}\right);$$

– энтропия смеси до основной реакции:

$$s_{\text{см вх}} = g_{\text{т}} s_{\text{т вх}} + g_{\text{ок}} s_{\text{ок вх}} + \frac{\Delta s_{\text{см}}}{1000};$$

– относительный расход топлива:

$$q_{\text{т}} = \frac{G_{\text{т}}}{G_{\text{ок}}};$$

– коэффициент избытка окислителя:

$$\alpha_{\text{ок см}} = \frac{1 - b_{\text{ок}}}{q_{\text{т}} L_0};$$

– энтропия $s_{\text{см вых}}$ и энтальпия $i_{\text{см вых}}$ смеси на выходе из ТЭ определяются по [12] в зависимости от температуры $T_{\text{см}}$ смеси, давления $p_{\text{осн.к}}$ смеси основной камеры ТЭ и коэффициента избытка окислителя $\alpha_{\text{ок см}}$:

$$s_{\text{см вых}}, i_{\text{см вых}} = f(T_{\text{см}}, p_{\text{осн.к}}, \alpha_{\text{ок см}}).$$

– энтальпия смеси на выходе из ТЭ:

$$i_{\text{тэ вых}} = i_{\text{см вых}} - T_{\text{см}} (s_{\text{см вых}} - s_{\text{см вх}}).$$

– температура $T_{\text{тэ вых}}$ смеси на выходе из ТЭ определяются по [12] в зависимости от энтальпии $i_{\text{тэ вых}}$ смеси на выходе из ТЭ, давления $p_{\text{осн.к}}$ смеси основной камеры ТЭ и коэффициента избытка окислителя $\alpha_{\text{ок см}}$:

$$T_{\text{тэ вых}} = f(i_{\text{тэ вых}}, p_{\text{осн.к}}, \alpha_{\text{ок см}}).$$

5. В результате определяются основные электрохимические параметры ТЭ [11]: $E_{\text{э}}$ – ЭДС топливного элемента; i – плотность тока; I – сила тока электрохимического генератора (ЭХГ); $U_{\text{мах}}$ – напряжение ЭХГ при максимальной мощности; N_q – плотность мощности ЭХГ; $N_{\text{мах}}$ – максимальная мощность ЭХГ; $T_{\text{реак}}$ – температура реакции.

Математическая модель ТОТЭ реализована в соответствии с алгоритмом, представленном на рис. 2, в программном модуле SOFC2 [13] в системе DVIGwT. Для проверки работоспособности математической модели смоделирована ячейка ТОТЭ по экспериментальным данным РФЯЦ – ВНИИТФ [14]. Рабочее окно с деревом проекта и схемой модели ТОТЭ приведено на рис. 3.

Перечень параметров, характеризующих рабочие тела, соответствуют параметрам, используемым в программном комплексе DVIGwT [10; 15].

В качестве исходных данных, необходимых для моделирования ячейки ТОТЭ, использовались следующие параметры:

- площадь рабочей поверхности $F_{\text{рп}} = 0,0113 \text{ м}^2$;
- полное внутренне сопротивление ТОТЭ $R = 0,34 \text{ Ом}$;
- расход водорода $G_{\text{r}} = 0,153 \cdot 10^{-6} \text{ кг/с}$;
- расход воздуха $G_{\text{ок}} = 3,83 \cdot 10^{-6} \text{ кг/с}$.

Результаты расчёта ячейки ТОТЭ в сравнении с данными [11; 14] приведены в табл. 1.

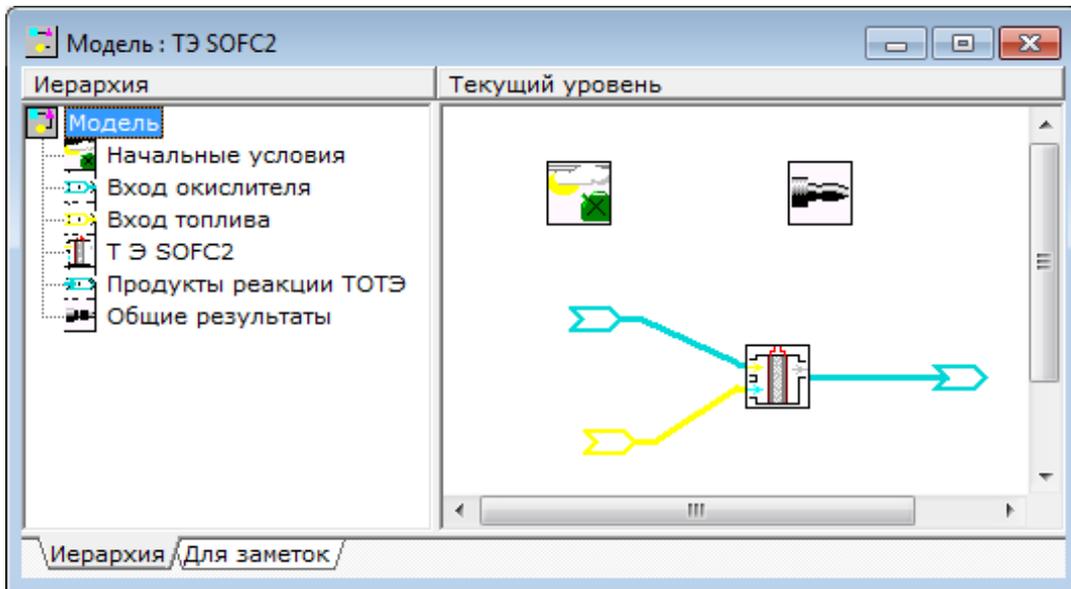


Рис. 3. Рабочее окно с деревом проекта и схемой модели твёрдооксидного топливного элемента

Таблица 1. Результаты расчёта в сравнении с экспериментальными данными

Параметр	РФЯЦ – ВНИИТФ	SOFC2	$\delta, \%$
$E_{\text{Э}}, \text{ В}$	0,858	0,855	0,35
$i, \text{ А/м}^2$	843,204	840,636	0,30
$I, \text{ А}$	0,9528	0,9499	0,30
$U_{\text{max}}, \text{ В}$	0,429	0,427	0,47
$N_q, \text{ Вт/м}^2$	361,535	359,26	0,63
$N_{\text{max}}, \text{ Вт}$	0,409	0,406	0,73
$T_{\text{реак}}, \text{ К}$	1223,00	1223,00	0

На основании данных табл. 1 следует, что погрешность расчётных данных по сравнению с экспериментальными не превышает 0,73%. Наличие расхождения обусловлено тем, что в математической модели ТОТЭ не учитывается влияние катализатора и электролита на внутренние процессы в топливном элементе.

Заключение

В отличие от ряда работ, в которых математическая модель твёрдооксидного топливного элемента представлена в виде вольтамперной характеристики, в разработанной математической модели учитываются внутренние электрохимические реакции, происходящие в твёрдооксидном топливном элементе. В программном комплексе DVIGwT на основе разработанной математической модели создан программный модуль SOFC2.

Результаты, полученные при моделировании ячейки твёрдооксидного топливного элемента, демонстрируют высокую корреляцию с экспериментальными данными, что подтверждает точность описания рабочих процессов и применимость разработанной математической модели твёрдооксидного топливного элемента.

Исследование выполнено при поддержке Министерства науки и высшего образования РФ в рамках Государственного задания № FEUE-2023-0007 (УУНИТ).

Библиографический список

1. Горюнов И.М., Никитин А.А., Иванов Н.Е., Лукин Ю.М. Применение топливных элементов для увеличения эффективности газотурбинного двигателя // Сборник статей Международной научно-практической конференции «Информационные технологии как основа прогрессивных научных исследований» (25 июня 2024 г., Саратов). Уфа: Аэтерна, 2024. С. 24-28.
2. Термогазодинамические расчёты ГТД. <http://thermogte.ru/>
3. Ткаченко А.Ю., Кузьмичёв В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н., Рыбаков В.Н. Автоматизированная система термогазодинамического расчёта и анализа (АСТРА-4) газотурбинных двигателей и энергетических установок // Материалы докладов международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (28-30 июня 2011 г., Самара). Ч. 2. Самара: СГАУ, 2011. С. 80-82.
4. Автоматизированная система газодинамических расчётов энергетических турбомашин (АС ГРЭТ). <https://projects.kgeu.ru/innovatsionnyerazrabotkiinauchnyeproektyvoblastiteploenergetiki/asset/>
5. GasTurb. <https://www.gasturb.com/index.php>
6. Коровин Н.В. Топливные элементы и электрохимические энергоустановки. М.: Издательство МЭИ, 2005. 280 с.
7. Коровин Н.В. Электрохимическая энергетика. М.: Энергоатомиздат, 1991. 264 с.
8. Яновский Л.С., Байков А.В., Аверьков И.С. Анализ электрохимических реакций в твёрдооксидном топливном элементе: новый подход // Горение и взрыв. 2013. № 6. С. 231-234.
9. Захаренков Е.А. Исследование и оптимизация схем и параметров гибридных электростанций на основе топливных элементов и газотурбинных установок. Автореферат дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2009. 20 с.

10. Горюнов И.М. Термогазодинамические расчёты ГТД и теплоэнергетических установок с использованием системы DVIGwT // Вестник УГАТУ. 2006. Т. 7, № 1 (14). С. 61-70.

11. Лоскутников А.А., Горюнов И.М., Бакиров Ф.Г., Липилин А.С., Кулаев В.В. Разработка модуля термодинамического расчёта твёрдооксидных топливных элементов SOFC // Вестник Воронежского государственного технического университета. 2010. Т. 6, № 10. С. 186-190.

12. Трусов Б. Г. Программная система TERRA для моделирования фазовых и химических равновесий в плазмохимических системах // Сб. материалов 3 Международного симпозиума по теоретической и прикладной плазмохимии (16-21 сентября 2002 г., Плёт, Россия). Т. 1. Иваново: Ивановский государственный химико-технологический университет, 2002. С. 217-220.

13. Горюнов И.М., Никитин А.А., Иванов Н.Е. Модуль термогазодинамического расчёта твёрдооксидных топливных элементов (SOFC2): свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2024686059; опублик. 05.11.2024; бюл. № 11.

14. Белов Д.В., Устюгов А.В., Чухарев В.Ф. Исследование электрических характеристик планарного твёрдооксидного топливного элемента // Сборник научно-технических статей «Твёрдооксидные топливные элементы». Снежинск: Издательство РФЯЦ – ВНИИТФ, 2003. С. 334-339.

15. Горюнов И.М. Структурно-параметрический синтез и анализ ГТД и ЭУ // Вестник УГАТУ. 2008. Т. 11, № 2 (29). С. 30-38.

MATHEMATICAL MODEL OF A HYDROGEN SOLID OXIDE FUEL CELL AND ITS SOFTWARE IMPLEMENTATION

© 2025

I. M. Gorjunov Doctor of Science (Engineering), Senior Researcher, Professor of the Department of Aircraft Engines; Ufa University of Science and Technology, Ufa, Russian Federation; gorjunov@mail.ru

A. A. Nikitin Postgraduate Student of the Department of Aircraft Engines; Ufa University of Science and Technology, Ufa, Russian Federation; aleksandr-nikitin1999@yandex.ru

A. A. Loskutnikov Candidate of Science (Engineering), Chief Designer of JDB Motor; PJSC “UEC-UMPO”, Ufa, Russian Federation; alex_loskutnikov@mail.ru

N. E. Ivanov Student of the Department of Aircraft Engines; Ufa University of Science and Technology, Ufa, Russian Federation; Nikita.ivan2001@yandex.ru

An analysis of the existing mathematical models allowing thermogasdynamic calculations of gas turbine engines of various thermogasdynamic cycles is carried out. It was found that most models do not allow calculation with solid oxide fuel cells or in case methane is used as fuel, with subsequent production of hydrogen as a result of steam-water conversion. Therefore, a mathematical model of a solid oxide fuel cell has been developed that considers internal electrochemical reactions followed by the determination of the main electrochemical parameters with hydrogen used as fuel. Computational studies have been carried out on the basis of the developed mathematical model, and the results of evaluating its adequacy are presented that demonstrate a high correlation with the experimental data, which confirms the accuracy of the description of work processes and the applicability of the developed mathematical model of a solid oxide fuel cell. The developed mathematical model is

implemented as a module in the DVIGwT software package. The application of the developed mathematical model of a solid oxide fuel cell and its software implementation will allow performing thermogasodynamic calculations of advanced schemes of gas turbine engines, including solid oxide fuel cells, and will also reduce time costs and technical risks when performing a large complex of design calculations.

Gas turbine engine; solid oxide fuel cell; thermogasodynamic calculations; electrochemical reaction; hydrogen

Citation: Gorjunov I.M., Nikitin A.A., Loskutnikov A.A., Ivanov N.E. Mathematical model of a hydrogen solid oxide fuel cell and its software implementation. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 2. P. 124-135. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-124-135

References

1. Goryunov I.M., Nikitin A.A., Ivanov N.E., Lukin Yu.M. Primenenie toplivnykh elementov dlya uvelicheniya effektivnosti gazoturbinnogo dvigatelya. *Sbornik Statey Mezhdunarodnoy Nauchno-Prakticheskoy Konferentsii «Informatsionnye Tekhnologii Kak Osnova Progressivnykh Nauchnykh Issledovaniy»* (June, 25, 2024, Saratov). Ufa: Aeterna Publ., 2024. P. 24-28. (In Russ.)
2. *Termogazodinamicheskie raschety GTD* [Thermogasodynamic calculations of GTE]. Available at: <http://thermogte.ru>
3. Tkachenko A.Yu., Kuzmichev V.S., Kulagin V.V., Krupenich I.N., Rybakov V.N. Computer-aided system of gas turbine engines and powerplants thermogasdynamic design and analysis (ASTRA-4). *Proceedings of the International Scientific and Practical Conference named after N.D. Kuznetsov «Trends in Engine Development»* (June, 28-30, 2011, Samara). Part 2. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2011. P. 80-82. (In Russ.)
4. *Avtomatizirovannaya sistema gazodinamicheskikh raschetov energeticheskikh turbomashin (AS GRET)* [Automatic system of gasdynamic calculations of power turbomachines]. Available at: <https://projects.kgeu.ru/innovatsionnyerazrabotkiinauchnyeproektyvoblastiteploenergetiki/asgret/>
5. GasTurb. Available at: <https://www.gasturb.com/index.php>
6. Korovin N.V. *Toplivnye elementy i elektrokhimicheskie energoustanovki* [Fuel cells and electrochemical power plants]. Moscow: MPEI Publ., 2005. 280 p.
7. Korovin N.V. *Elektrokhimicheskaya energetika* [Electrochemical power engineering]. Moscow: Energoatomizdat Publ., 1991. 264 p.
8. Yanovsky L.S., Baykov A.V., Averkov J.S. Analysis of electrochemical reactions in solid oxide fuel cells: a new approach. *Gorenie i Vzryv*. 2013. No. 6. P. 231-234. (In Russ.)
9. Zakharenkov E.A. *Issledovanie i optimizatsiya skhem i parametrov gibridnykh elektrostantsiy na osnove toplivnykh elementov i gazoturbinnyykh ustanovok. Avtoreferat dis. ... kand. tekhn. nauk* [Research and optimization of schemes and parameters of hybrid power plants based on fuel cells and gas turbine power plants. Abstract of Thesis for a Candidate Degree in Science (Engineering)]. Moscow, 2009. 20 p.
10. Goryunov I.M. Thermogasdynamic calculations GTE and heat power installations with use of a system DVIGwT. *Vestnik UGATU*. 2006. V. 7, no. 1 (14). P. 61-70. (In Russ.)
11. Loskutnikov A.A., Gorjunov I.M., Bakirov F.G., Lipilin A.S., Kulaev V.V. Engineering of thermodynamical calculations module of solid oxide fuel cells. *Bulletin of Voronezh State Technical University*. 2010. V. 6, no. 10. P. 186-190. (In Russ.)
12. Trusov B. G. Programmaya sistema TERRA dlya modelirovaniya fazovykh i khimicheskikh ravnovesiy v plazmokhimicheskikh sistemakh. *Sb. Materialov 3 Mezhdunarodnogo Simpoziuma po Teoreticheskoy i Prikladnoy Plazmokhimii* (September,

16-21, 2002, Plyos, Russia). V. 1. Ivanovo: Ivanovo State University of Chemistry and Technology Publ., 2002. P. 217-220. (In Russ.)

13. Goryunov I.M., Nikitin A.A., Ivanov N.E. *Modul' termogazodinamicheskogo rascheta tverdooksidnykh toplivnykh elementov (SOFC2)* [Module for thermogasdynamic calculation of solid oxide fuel cells (SOFC2)]. Certificate of state registration of computer program no. 2024686059, 2024. (Publ. 05.11.2024, bull. no. 11)

14. Belov D.V., Ustyugov A.V., Chukharev V.F. Issledovanie elektricheskikh kharakteristik planarnogo tverdooksidnogo toplivnogo elementa. *Sbornik Nauchno-Tekhnicheskikh Statey «Tverdooksidnye Toplivnye Elementy»*. Snezhinsk: RFNC – VNIITF Publ., 2003. P. 334-339. (In Russ.).

15. Goryunov I.M. Structure and parameter synthesis and analyses of air turbine engines and energetic installations. *Vestnik UGATU*. 2008. V. 11, no. 2 (29). P. 30-38. (In Russ.)

МЕТОДИКА РАСЧЁТА КОЭФФИЦИЕНТА ПОЛНОТЫ СГОРАНИЯ ТОПЛИВА В ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ДВУХТОПЛИВНОЙ СИСТЕМОЙ ПИТАНИЯ

© 2025

А. В. Жук адъюнкт;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил
«Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского
и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
zhuck.aleks.n@yandex.ru

Т. В. Грасько кандидат технических наук, доцент, заместитель начальника факультета
летательных аппаратов – начальник учебной части;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил
«Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского
и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
grasko83@mail.ru

А. С. Колесников кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры
авиационных двигателей;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил
«Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского
и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
sanekkolesnikov1987@rambler.ru

В. В. Разносчиков доктор технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник;
Центральный институт авиационного моторостроения
им. П.И. Баранова, г. Москва;
raznoschikov@mail.ru

Рассматривается задача снижения эмиссии несгоревших углеводородов и монооксида углерода, влияющих на величину коэффициента полноты сгорания топлива в форсажной камере сгорания газотурбинного двигателя. Проведён анализ причин образования несгоревших углеводородов и монооксида углерода и определены пути их снижения. Рассмотрен химико-физический процесс горения углеводородного топлива при добавлении в его состав газообразного водорода с оценкой эмиссии несгоревших углеводородов и монооксида углерода. Предлагается методика расчёта коэффициента полноты сгорания топлива в форсажной камере сгорания газотурбинного двигателя с двухтопливной системой питания. Показано, что применение разработанной методики позволяет оценить величину коэффициента полноты сгорания и поддержать её заданное значение путём коррекции процентного соотношения водорода к керосину. Методика опробована при проведении экспериментального исследования горения керосино-водородно-воздушной смеси в модельном отсеке форсажной камеры сгорания серийного газотурбинного двигателя.

Авиационное топливо; удельный расход топлива; форсажная камера сгорания; газообразный водород; испарённый керосин; индексы эмиссии

Цитирование: Жук А.В., Грасько Т.В., Колесников А.С., Разносчиков В.В. Методика расчёта коэффициента полноты сгорания топлива в форсажной камере сгорания газотурбинного двигателя с двухтопливной системой питания // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 2. С. 136-150. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-136-150

Введение

В настоящее время ведущими специалистами авиационной промышленности ведётся активная работа над созданием двигателя для сверхзвукового делового пассажирского самолёта. Уже сформировано техническое предложение по проекту перспективного сверхзвукового гражданского самолёта «Стриж» [1]. Как известно, для выполнения полётного задания на сверхзвуковой скорости полёта, потребуется работа двигателя на форсированном режиме, составляющим 30...50% от всей продолжитель-

ности полёта, для этого двигатель должен иметь минимальное значение удельного расхода топлива ($C_{удф}$) на данном режиме. Представленная работа посвящена данной тематике.

В качестве объекта исследования рассматривается турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания (ФКС) типа АЛ-31Ф.

Анализ параметров рабочего процесса ФКС, представленных в табл. 1, свидетельствует о том, что высокий удельный расход топлива на форсированном режиме работы обусловлен низким значением коэффициента полноты сгорания топлива ($\eta_{гф}$).

Таблица 1. Основные параметры рабочего процесса форсажной камеры сгорания двигателя АЛ-31Ф на режиме «Полный форсированный»

Параметр	Значение
Температура газа в ФКС, $T_{ф}^*$, К	2080
Коэффициент избытка воздуха, α	1,1
Коэффициент полноты сгорания, $\eta_{гф}$	0,91
Расход топлива, $G_{гф}$, кг/ч	36000
Удельный расход топлива, $C_{удф}$, кг/кгс·ч	1,92

При этом известно, что на величину $\eta_{гф}$ оказывают влияние следующие факторы:

- режимные (состав топливовоздушной смеси в зоне горения, параметры топливного факела, параметры воздуха на входе в ФКС, степень испарения жидкого топлива, распределение топлива по сечению ФКС);
- конструктивные (тип стабилизаторов пламени и расстояние между ними, тип топливных форсунок);
- эксплуатационные (тепловые возмущения на входе в двигатель, тип применяемого топлива).

Анализ работ в данной предметной области показал, что наибольший вклад в разработку методик расчёта полноты сгорания топлива внесли учёные следующих организаций:

Казанского национального исследовательского технического университета имени А.Н. Туполева – работы, проводимые А.В. Баклановым, Б.Г. Мингазовым и его учениками [2];

Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королёва – работы, проводимые С.В. Лукачёвым, С.Г. Матвеевым, М.Ю. Орловым, И.А. Зубрилиным, И.В. Чечетом, А.С. Семенихиным, А.А. Диденко и другими [3];

Рыбинского государственного авиационного технического университета имени П.А. Соловьёва – работы под руководством Ш.А. Пиралишвили [4];

Уфимского государственного авиационного технического университета – работы под руководством В.Ф. Харитоновой, Д.В. Скибы, Д.А. Максимова, Р.С. Кашапова. [5];

Центрального института авиационного моторостроения имени П.И. Баранова – работы А.В. Кудрявцева, В.В. Медведева, С.А. Волкова, В.В. Разносчикова;

АО «ОДК – Климов» – работы Н.Ф. Дубовкина, В.А. Митрофанова, О.А. Рудакова, А.В. Григорьева [7];

Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н.Е. Жуковского – работы Е.С. Щетинкова [8];

Исследования зарубежных компаний – «General Electric» (США); Siemens (ФРГ); Electricite de France (Франция) и других организаций.

Одним из основных последствий снижения полноты сгорания топлива является наличие несгоревших углеводородов (НС) и монооксида углерода (СО) в продуктах сгорания [7; 9 – 11]. Одним из способов снижения количества этих веществ при горении керосино-воздушной смеси является организация и стимулирование процесса горения в двигателе водородом [12 – 14]. Для этого предлагается организация двухтопливной системы питания ФКС, под которой понимается система, реализующая смешение основного и дополнительного топлива, дальнейшую подачу подготовленной топливной смеси к форсункам ФКС, где основным топливом является испарённый керосин, а в качестве дополнительного – газообразный водород.

Однако, известные методики рассматривают процесс образования загрязняющих веществ, а именно несгоревших углеводородов НС и монооксида углерода СО в отдельности друг от друга и разработаны для одно топливной (керосиновой) основной камеры сгорания газотурбинного двигателя (ГТД). Данные работы направлены на решение экологических проблем и, соответственно, не рассматривают изменение коэффициента полноты сгорания топлива.

Организация рабочего процесса и кинетика процесса горения в основной камере сгорания отличается от форсажной камеры сгорания, поэтому разработка методики расчёта коэффициента полноты сгорания топлива в форсажной камере сгорания газотурбинного двигателя с двухтопливной системой питания представляется новой актуальной научной задачей.

Целью данной работы является комплексный анализ процессов горения топливной смеси «керосин-водород» в форсажной камере ГТД с построением математической модели для поиска рационального соотношения компонентов с компромиссным учётом экологических и энергетических факторов.

Материалы и методы

Для решения поставленной задачи определим факторы, влияющие на образование загрязняющих веществ.

Оценка влияния добавления водорода в топливную смесь

Основными факторами, влияющими на образование несгоревших углеводородов, являются:

- время нахождения смеси в зоне горения;
- температура и турбулентность газового потока.

Так как увеличение времени нахождения смеси в зоне горения невозможно из-за высокой скорости течения газового потока, а его торможение приведёт к загромождению тракта ФКС, то необходимо увеличение реакционной способности топлива при прочих неизменных условиях. При добавлении водорода изменяется состав реагирующей смеси. Равновесный процесс горения ускоряется появлением атомарного водорода $H_2 \leftrightarrow 2H$. Это одна из причин увеличения реакционной способности керосино-водородно-воздушной смеси и повышения полноты сгорания [15].

Таким образом, уменьшение удельного расхода топлива на форсированном режиме работы двигателя возможно добиться снижением относительного расхода форсажного топлива, путём увеличения коэффициента полноты сгорания топлива в ФКС, посредством применения двухтопливной системы питания. Это приведёт к снижению индексов эмиссии несгоревших углеводородов НС и монооксида углерода СО.

Так как индексы эмиссии HC и CO являются размерными величинами, для приведения к общей размерности всех членов представленных ниже зависимостей, индексы эмиссии, а также коэффициент полноты сгорания представляются в процентах от массы всего топлива, использованного за полётный цикл на форсированном режиме работы, при этом полное сгорание топлива принимается равным 100%. В такой интерпретации целесообразно ввести понятие относительного индекса эмиссии $\overline{EI}_{HC(CO)}$:

$$\overline{EI}_{HC(CO)} = \frac{E_{HC(CO)}}{m_T}, \quad (1)$$

где $E_{HC(CO)}$ – эмиссия несгоревших углеводородов и монооксида углерода соответственно, кг; m_T – масса топлива, кг.

$$\downarrow C_{удф} = \frac{3600 \downarrow q_{тф}}{P_{уд}} \Rightarrow \downarrow q_{тф} = \frac{c_{пф} (T_{ф}^* - T_T^*)}{\uparrow \eta_{Гф} \uparrow H_u} \Rightarrow \uparrow \eta_{Гф} = 100 - (\downarrow \overline{EI}_{HC} + \downarrow \overline{EI}_{CO}) \cdot 10, \quad (2)$$

где $q_{тф}$ – относительный расход топлива в ФКС; $P_{уд}$ – удельная тяга двигателя, Н·с/кг; $c_{пф}$ – условная теплоёмкость продуктов сгорания, кДж/кг; $T_{ф}^*$ – температура газа в ФКС, К; T_T^* – температура газа за турбиной, К; $\eta_{Гф}$ – коэффициент полноты сгорания в ФКС; H_u – низшая теплотворная способность топлива, кДж/кг; \overline{EI}_{HC} , \overline{EI}_{CO} – индексы эмиссии несгоревших углеводородов и монооксида углерода соответственно.

В результате добавления водорода происходят следующие химико-физические изменения в рабочем процессе ФКС:

- увеличение скорости горения – водород ускоряет скорость реакции горения за счёт своей высокой реакционной активности, что способствует более полному сгоранию топливной смеси;

- увеличение температуры в ядре пламени, в результате чего улучшается прогрев периферийной топливовоздушной смеси за счёт большего теплового потока, что способствует снижению уровня образования несгоревших углеводородов HC в пристеночных областях ФКС.

Механизм протекания химических реакций в ФКС при добавлении водорода в керосин происходит следующим образом [15]:

1. Инициация. Молекулы керосина начинают реагировать с радикалами H, образуя нестабильные радикалы $C_{12}H_{25}$ и $C_{12}H_{26}$.

2. Термический крекинг керосина. Под воздействием высоких температур молекулы керосина подвергаются термическому крекингу, разлагаясь на более лёгкие углеводороды, такие как C_3H_6 и C_2H_5 .

3. Термический крекинг водорода. Водород также претерпевает термический крекинг, разлагаясь на активные радикалы H, которые вовлечены в дальнейшие химические реакции горения с выделением большого количества тепла, инициируя разложение молекулы керосина.

4. Окисление. Образовавшиеся углеводородные радикалы, такие как CH_2 и CH_3 , реагируют с кислородом, образуя оксиды углерода (CO и CO_2) и воду (H_2O).

5. Взаимодействие с водородом. Углеродородные радикалы, образующиеся в результате крекинга керосина и водорода, могут реагировать с водородными радикалами, образуя метанол (CH_3OH) и другие продукты.

6. Реакция сгорания водорода. Водородные радикалы могут также реагировать с кислородом, образуя гидроксильные радикалы (HO), которые могут быть вовлечены в дальнейшие химические реакции.

7. Реакция образования воды. Образовавшиеся гидроксильные радикалы могут конденсироваться, образуя молекулы воды (H_2O), что является одним из конечных продуктов реакции.

Методика расчёта коэффициента полноты сгорания

Предлагаемая методика расчёта коэффициента полноты сгорания топлива в форсажной камере сгорания газотурбинного двигателя с двухтопливной системой питания базируется на экспериментальном анализе проб газа из тракта ФКС, математическом моделировании рабочего процесса в ФКС для определения возможности горения водорода [8]. Методика позволяет также производить расчёт коэффициента полноты сгорания топлива и его поддержание на заданном уровне путём коррекции подаваемого водорода.

Блок-схема методики представлена на рис. 1.

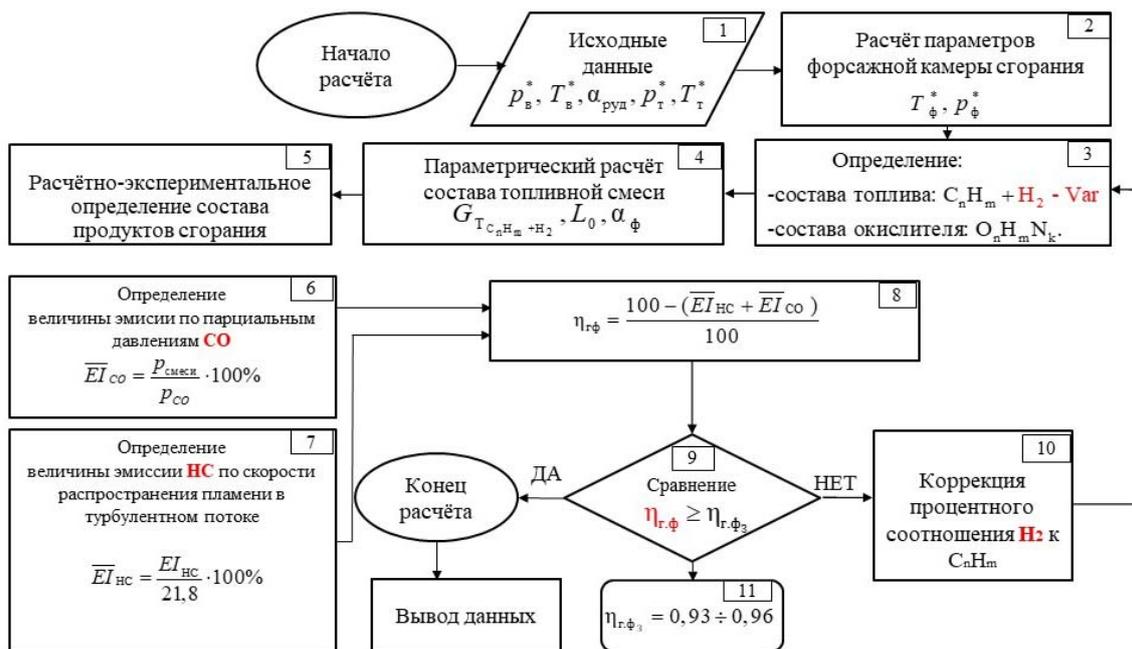


Рис. 1. Блок-схема методики расчёта коэффициента полноты сгорания топлива в форсажной камере сгорания газотурбинного двигателя с двухтопливной системой питания

Методика включает следующие этапы:

1. Выбор исходных данных. Задаются параметры на входе в двигатель (давление p_b^* и температура T_b^* воздуха), режим работы двигателя $\alpha_{руд}$, а также давление p_t^* и температура T_t^* газового потока за турбиной, для дальнейшего расчёта параметров рабочего процесса в камере смешения в зависимости от условий полёта (высоты и скорости).

2. Производится расчёт давления $p_{см}^*$ и температуры $T_{см}^*$ в ФКС для определения возможности воспламенения и устойчивого горения предварительно подготовленной топливной смеси испарённого керосина с газообразным водородом, так как данные параметры оказывают непосредственное влияние на возможность воспламенения, устойчивого горения, а также характер протекания реакции горения водорода:

$$p_{см}^* = \frac{p_H^* \pi_{вх}^* \pi_T^* \sigma_{вх} \sigma_{окс}}{\pi_T^*}, \quad (3)$$

$$T_{см}^* = \frac{c_{рг} T_T^* + c_{рв} m T_{вп}^*}{(1+m)c_{р см}}, \quad (4)$$

где p_H^* – полное давление на входе в двигатель, Па; $\pi_{вх}^*$ – полная степень повышения давления во входном устройстве; π_T^* – полная степень понижения давления в турбине; $\sigma_{вх}$ – коэффициент сохранения полного давления во входном устройстве; $\sigma_{окс}$ – коэффициент сохранения полного давления в камере сгорания; $c_{рг}$ – условная теплоёмкость газа; T_T^* – температура газа за турбиной, К; $c_{рв}$ – условная теплоёмкость воздуха, равная 1,005 кДж/кг·град; m – степень двухконтурности двигателя; $T_{вп}^*$ – температура воздуха во втором контуре, К; $c_{р см} = 1,105$ кДж/кг·град – теплоёмкость газа, поступающего в форсажную камеру сгорания после смешения продуктов сгорания основной камеры сгорания и воздуха второго контура двигателя.

На основе методики, разработанной Е.С. Щетинковым [8], в данной работе построена диаграмма воспламенения водородно-воздушной смеси (рис. 2).

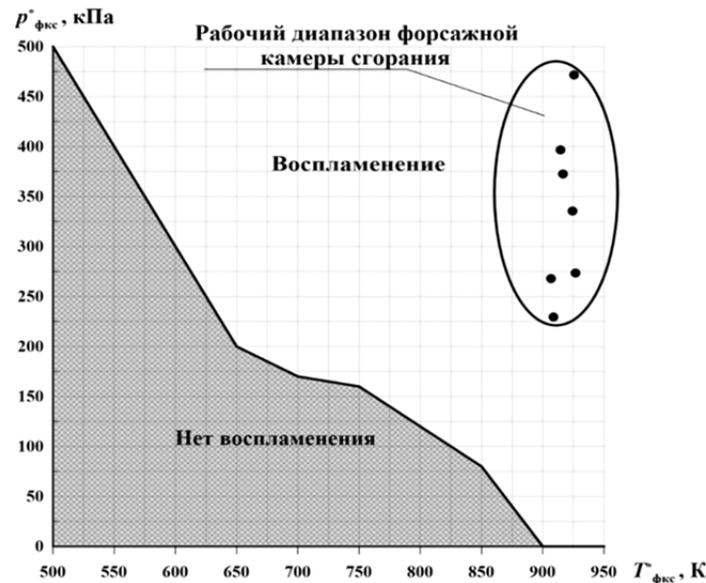


Рис. 2. Диаграмма воспламенения водородно-воздушной смеси

На диаграмме воспламенения водородно-воздушной смеси отображён рабочий диапазон давлений и температур в ФКС ГТД типа АЛ-31Ф, который находится в области воспламенения и устойчивого горения водородно-воздушной смеси.

3. По полученным данным производится определение состава топлива $C_n H_m + H_2$, а состав окислителя $O_n H_m N_k$ остаётся неизменным, так как с увеличением высоты полёта состав воздуха остаётся неизменным.

4. Так как применяется двухтопливная система питания, по известным молекулярным весам компонентов топлива производится расчёт стехиометрического коэффициента L_0 :

$$L_0 = \frac{\frac{8}{3}C_T + 8H_T}{\frac{8}{3}O_o + 8N_o}, \quad (5)$$

где C_T, H_T – молекулярный вес углерода и водорода в топливе, O_o, N_o – молекулярный вес окислителя в воздухе, для чего задаётся коэффициент избытка воздуха в ФКС α_ϕ .

5. Определение состава продуктов сгорания расчётно-экспериментальным путём. Определение состава продуктов сгорания при горении предварительно подготовленной топливной смеси проводится экспериментально. Суть эксперимента заключается в определении коэффициента полноты сгорания топлива по уровню эмиссии несгоревших углеводородов HC и монооксида углерода CO.

В качестве исходных данных задаются геометрические параметры ФКС и фронтального устройства, состав топлива, окислителя, параметры рабочего процесса в ФКС (давление и температура газа).

Эксперимент ставился на модельном отсеке ФКС двигателя АЛ-31Ф в составе экспериментальной установки (рис. 3) с установленной в нём 1/12 частью стабилизатора пламени с карбюраторной трубкой, в которую подаётся предварительно подготовленная смесь, а именно испарённый керосин с добавлением газообразного водорода.

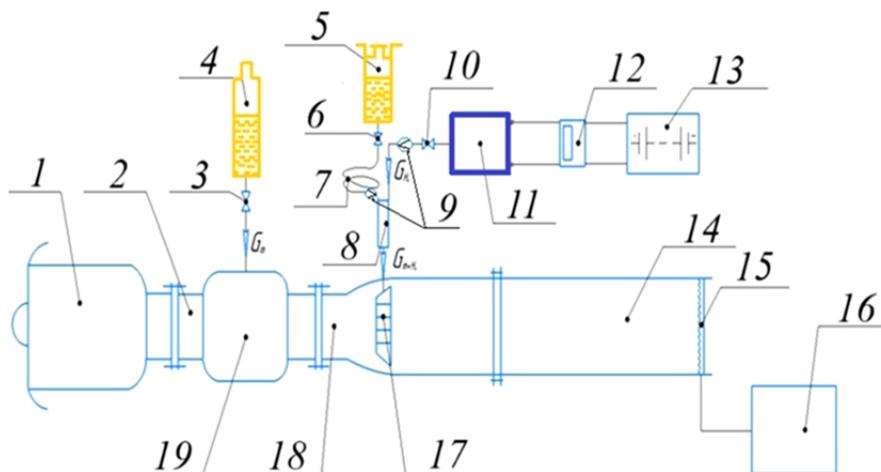


Рис. 3. Пневмогидросхема экспериментальной установки:

1 – осевой компрессор; 2 – переходный корпус; 3 – шаровый кран; 4 – топливный бак системы питания камеры подогрева $V = 5$ л; 5 – бак вытеснительной системы подачи топлива $V = 3$ л; 6 – кран регулировки расхода керосина; 7 – испаритель с нихромовой проволокой $R = 15$ Ом; 8 – смеситель; 9 – расходомеры объёмные; 10 – кран регулировки расхода водорода; 11 – электртризер системы водородного питания ЕСО-S; 12 – регулятор напряжения; 13 – аккумуляторная батарея 12 В; 14 – выхлопной насадок; 15 – газовый заборник; 16 – газоанализатор АСКОН-02; 17 – 1/12 часть стабилизатора пламени с карбюраторной трубкой; 18 – переходный корпус; 19 – камера подогрева

Процесс испарения керосина и его смешение с водородом происходит в испарителе-смесителе жидкостно-газовом, установленном в магистрали топливной системы ФКС (рис. 4) [16].

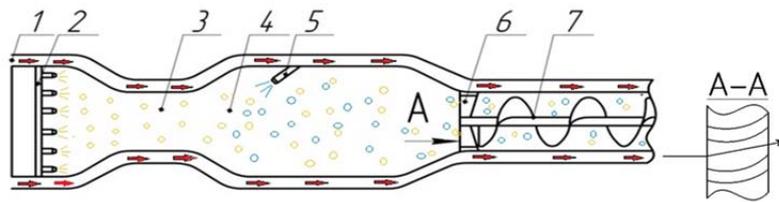


Рис. 4. Испаритель-смеситель жидкостно-газовый:

1 – контур подвода горячего газа; 2 – коллектор подачи жидкого топлива; 3 – испарительная камера; 4 – камера смешения; 5 – форсунка ввода газообразного топлива; 6 – лопаточный завихритель; 7 – шнек

Исследования проводились в три этапа. На первом этапе в модельный отсек ФКС подаётся жидкий керосин, с помощью газоанализатора происходит замер уровня выброса HC и CO , их перевод из ppm в процентные отношения и расчёт коэффициента полноты сгорания по методике, представленной в [7]. На втором этапе в модельный отсек подаётся испарённый керосин, замеряется уровень выброса HC и CO и также по методике [7] рассчитывается коэффициент полноты сгорания. На третьем этапе подаётся испарённый керосин с добавлением водорода. Анализ литературы [17] показывает, что наибольший эффект при использовании водорода, как добавки к углеводородному топливу, проявляется при величине его фракции от 5 до 15% от массового расхода керосина (рис. 5). Дальнейшее увеличение процентного соотношения водорода приводит к срывным явлениям и неустойчивому горению смеси.

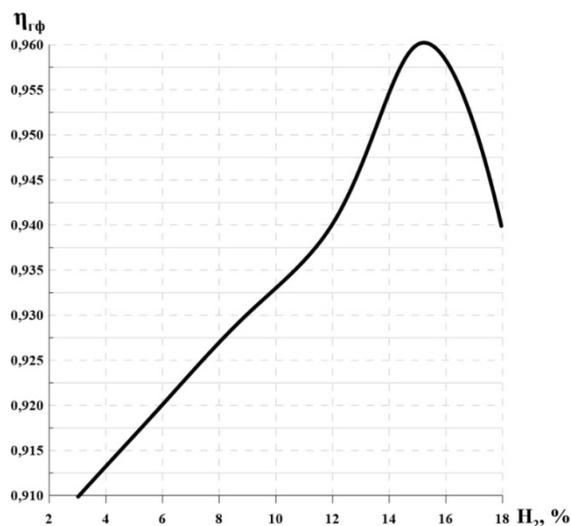


Рис. 5. Зависимость коэффициента полноты сгорания в форсажной камере сгорания от процентного соотношения водорода к расходу керосина

Важно отметить, что так как природа образования HC и CO отличается друг от друга, то определение HC производится с учётом скорости распространения пламени в турбулентном потоке.

6. Определение парциальных давлений СО при добавлении водорода в керосин происходит посредством расчёта парциальных давлений p горючих компонентов. Для этого устанавливаются причины увеличения выбросов СО, к которым относятся:

- уменьшение времени пребывания смеси в камере сгорания, что влияет на скорость распространения реакции разложения и пиролиза;
- из-за большей реакционной способности водорода на доокисление СО остаётся меньше кислорода при стехиометрических и богатых смесях [18].

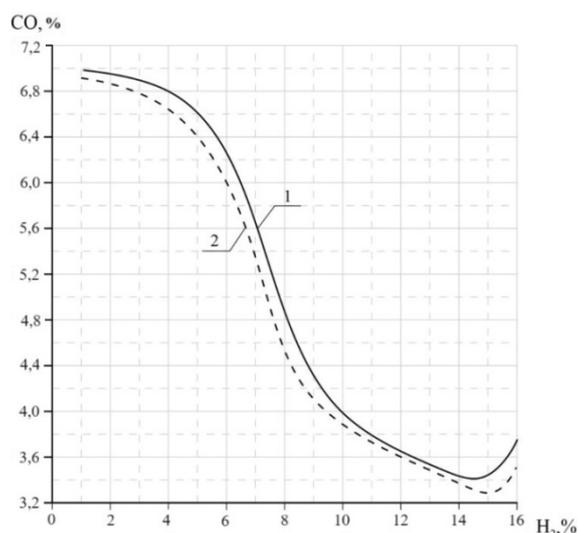
Таким образом, выбросы СО определяются их парциальными давлениями, зависящими от парциальных давлений CO_2 , участвующих в горении [12]:

$$p_{\text{CO}_2} = \frac{\sqrt{p_{\text{N}_2}^2 k + 4ab}}{2p_{\text{H}}}, \quad (6)$$

$$p_{\text{CO}} = 2Q \cdot p_{\text{N}_2} - p_{\text{CO}_2}, \quad (7)$$

где Q – теплота химической реакции, кДж/кг; p_{N_2} – парциальное давление азота, k, a, b – табличные коэффициенты; p_{H} – атмосферное давление, Па; p_{CO_2} – парциальное давление углекислого газа.

Валидация результатов расчёта полноты сгорания по разработанной методике выполнена по экспериментальным данным, полученным на пятом этапе. В качестве допущения, расчёт значения давления и температуры, а также процентное отношение водорода к керосину выбирались одинаковыми. Зависимость выбросов монооксида углерода СО, от процентного содержания водорода H_2 в топливе представлена на рис. 6.



*Рис. 6. Зависимость выбросов монооксида углерода СО от процентного содержания водорода в топливе:
 1 – разработанная методика; 2 – экспериментальные данные*

Расхождение экспериментальных и расчётных данных составляет 5%, что свидетельствует о достоверности результатов, полученных авторами, при этом коэффициент

корреляции составляет $r = 0,78$, что свидетельствует об устойчивой связи экспериментальных и расчётных данных.

7. Несгоревшие углеводороды являются следствием локального погасания пламени. Существует два эффекта: погасания (или рассеяние) пламени за счёт деформации и растяжения фронта пламени и его тушение на стенках. Существенное влияние на данный процесс оказывает скорость распространения пламени в турбулентном потоке, которая зависит от геометрии форсажной камеры сгорания. Определение выбросов НС производится с её учётом, а также с учётом скорости распространения пламени топливной смеси в турбулентном потоке:

$$U_{\text{т смеси}} = U_{\text{н смеси}} \sqrt{1 + A \left(\frac{W'}{U_{\text{н смеси}}} \right)^2}, \quad (8)$$

$$\overline{EI}_{\text{НС}} = p_6 \frac{G_{\text{в}}}{V_{\text{фкс}}} \left(\frac{N_{\text{ф}}}{F_{\text{фкс}}} \frac{\pi \delta^2 l_1}{U_{\text{т смеси}}} \tau \right) (T_{\text{ф}}^*)^{-1} \exp \left[-\frac{T_{\text{см}}^*}{288} \right] (G_{\text{тф}})^{-1}, \quad (9)$$

где $U_{\text{н смеси}}$ – нормальная скорость распространения пламени смеси, м/с.; $A = 4,1$ – коэффициент, зависящий от α [6]; W' – пульсационная скорость, м/с; p_6 – парциальное давление воздуха на входе в ФКС, кг/м²; $G_{\text{в}}$ – расход воздуха через ФКС, кг/с; $V_{\text{фкс}}$ – объём ФКС, м³; δ^2 – ширина зоны горения, м; l_1 – длина первичной зоны ФКС, м; $U_{\text{т смеси}}$ – скорость распространения турбулентного пламени смеси, м/с; τ – время задержки воспламенения смеси, с; $N_{\text{ф}}$ – количество форсунок; $F_{\text{фкс}}$ – площадь ФКС, м²; $T_{\text{ф}}^*$ – температура в ФКС, К; $T_{\text{см}}^*$ – температура в камере смешения, К; $G_{\text{тф}}$ – расход топлива форсажного, кг/с.

Зависимость выбросов несгоревших углеводородов НС от процентного содержания водорода H_2 в топливе представлена на рис. 7.

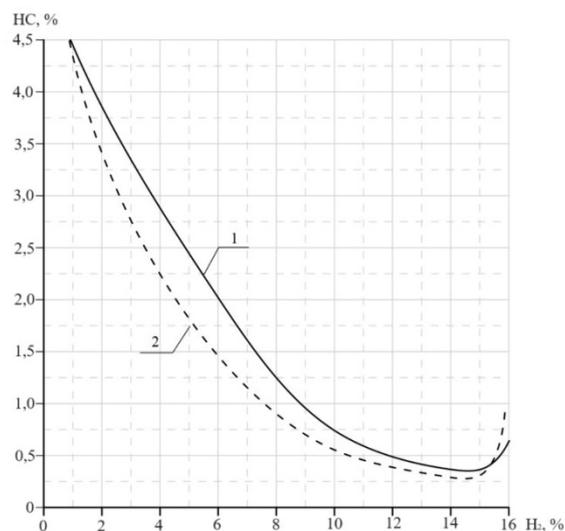


Рис. 7. Зависимость выбросов несгоревших углеводородов НС от процентного содержания водорода в топливе:
1 – разработанная методика; 2 – экспериментальные данные

Средняя погрешность результатов расчёта и эксперимента составляет 5%, что свидетельствует о достоверности результатов, полученных авторами, при этом коэффициент корреляции составляет $r = 0,72$, что подтверждает устойчивость связи экспериментальных и расчётных данных.

8. Далее производится расчёт коэффициента полноты сгорания по зависимости [7]:

$$\eta_{гф} = \frac{100 - (\overline{EI}_{HC} + \overline{EI}_{CO})}{100}, \quad (10)$$

где \overline{EI}_{HC} – относительный индекс эмиссии несгоревших углеводородов, %; \overline{EI}_{CO} – относительный индекс эмиссии монооксидов углерода, %.

Полученные расчётным и экспериментальным путём зависимости полноты сгорания от процентного содержания водорода в керосине представлены на рис. 8, при этом коэффициент корреляции составляет $r = 0,75$, что свидетельствует об устойчивой связи экспериментальных и расчётных данных.

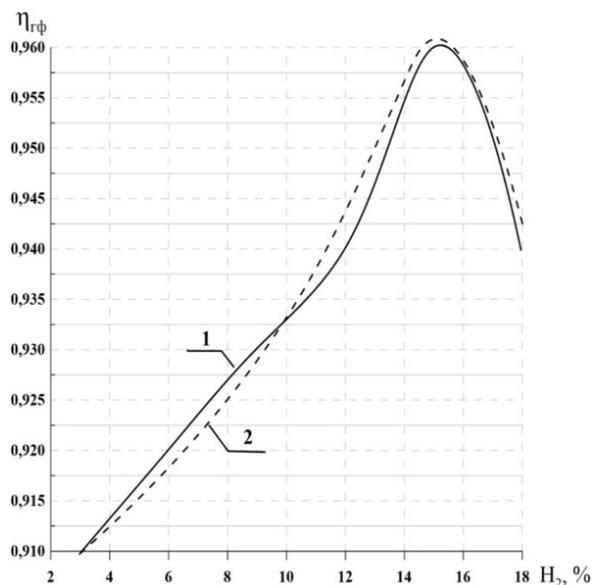


Рис. 8. Зависимость коэффициента полноты сгорания топлива от процентного содержания водорода в топливе:
 1 – разработанная методика; 2 – экспериментальные данные

9. Происходит сравнение заданного $\eta_{гф,з}$ и рассчитанного $\eta_{гф}$ коэффициентов полноты сгорания топлива $\eta_{гф} \geq \eta_{гф,з}$.

10. Если условие $\eta_{гф} \geq \eta_{гф,з}$ не выполняется, то необходима коррекция процентного соотношения количества подаваемого водорода H_2 к испарённому керосину C_nH_m , согласно зависимости изменения коэффициента полноты сгорания от процентного содержания водорода в топливе (рис. 8), требуется проведение нового расчёта.

Заключение

В результате теоретических и экспериментальных исследований разработана и валидирована методика расчёта коэффициента полноты сгорания топлива в форсажной камере сгорания газотурбинного двигателя с двухтопливной системой питания.

Методика основана на учёте особенностей химико-физических процессов горения керосина с добавлением водорода. Методика позволила определить оптимальную массовую концентрацию водорода в смеси, соответствующую $15_{-2}^{+10}\%$ от секундного массового расхода керосина в форсажной камере сгорания, при которой наблюдается минимальное значение эмиссии несгоревших углеводородов и монооксида углерода, позволяющих повысить коэффициент полноты сгорания.

В результате применения разработанной методики определено, что коэффициент полноты сгорания топлива в форсажной камере сгорания с двухтопливной (керосин – водород) системой питания составляет $0,96_{-0,02}^{+0,01}$, что подтверждено при экспериментальных исследованиях на модельном отсеке форсажной камеры сгорания серийного газотурбинного двигателя.

Библиографический список

1. Заквасин А.С., Комарова Е.А. Наследник Ту-144: как развивается проект российского гражданского сверхзвукового самолёта. <https://ru.rt.com/fzhu>
2. Мингазов Б.Г. Внутрикамерные процессы и автоматизированная доводка камер сгорания ГТД. Казань: Из-во Казан. гос. техн. ун-та, 2000. 168 с.
3. Зубрилин И.А. Методика определения границы бедного срыва пламени в камерах сгорания газотурбинных установок. Дис. ... канд. техн. наук. Самара, 2016. 169 с.
4. Гурьянов А.И. Исследование эмиссионных характеристик горения в противоточных закрученных течениях // Сборник трудов Шестой Всероссийской конференции по теплообмену (27-31 октября 2014 г., Москва). М.: Издательский дом МЭИ, 2014. С. 430-433.
5. Коновалова А.В., Кожин В.Ф., Харитонов В.Ф. Метод предварительного проектирования камер сгорания ГТД // Сб. трудов «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». Вып. 3, ч. 2. Самара: СГАУ, 1999. С. 184-189.
6. Кудрявцев А.В., Медведев В.В. Форсажные камеры и камеры сгорания ПВРД. Инженерные методики расчёта характеристик. М.: ЦИАМ, 2013. 137 с.
7. Теория камеры сгорания / под ред. О.А. Рудакова. СПб: Наука, 2010. 228 с.
8. Щетинков Е.С. Физика горения газов. М.: Наука, 1965. 739 с.
9. Дорошенко В.Е. О процессе горения в камере газотурбинного двигателя // Сб. докладов «Третье Всесоюзное совещание по теории горения». Т. 2. М.: АН СССР, 1960. С. 262-269.
10. Диденко А.А. Теория и расчёт камер сгорания ВРД. Часть II. Оценка экологических показателей камер сгорания ГТД: учеб. пособие для курсового и дипломного проектирования. Самара: Изд-во СГАУ, 2012. 54 с.
11. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. М.: Мир, 1986. 566 с.
12. Козлов В.Е., Титова Н.С., Торохов С.А. Численное исследование влияния добавки водорода или синтез-газа к н-декану на эмиссию вредных веществ из камеры сгорания с гомогенным режимом горения // Химическая физика. 2020. Т. 39, № 5. С. 3-15. DOI: 10.31857/S0207401X20050088

13. Шайкин А.П., Галиев И.Р. Влияние скорости распространения и ширины зоны турбулентного пламени на концентрацию несгоревших углеводородов и полноту сгорания топлива в двигателе с искровым зажиганием // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение. 2019. № 4. С. 111-123. DOI: 10.18698/0236-3941-2019-4-111-123

14. Коротаева Т.А., Турчинович А.О. Особенности формирования загрязняющих веществ при полном и неполном сгорании авиатоплива // Вестник Приамурского государственного университета им. Шолом-Алейхема. 2015. № 2 (19). С. 45-59.

15. Варнатц Ю., Маас У., Диббл Р. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ. М.: Физматлит, 2003. 352 с.

16. Жук А.В., Грасько Т.В., Колесников А.С., Усарчук С.С., Ярославцев С.В., Головнева Т.И. Испаритель-смеситель жидкостно-газовый: патент РФ № 2829998; опублик. 11.11.2024; бюл. № 32.

17. Орлов М.Ю., Лукачев С.В., Матвеев С.Г. Моделирование процессов в камере сгорания: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самарского университета, 2017. 292 с.

18. Дубовкин Н.Ф. Справочник по углеводородным топливам и их продуктам сгорания. М.-Л.: Госэнергоиздат, 1962. 288 с.

METHOD OF CALCULATING THE FUEL COMBUSTION EFFICIENCY IN THE AFTERBURNER COMBUSTION CHAMBER OF A GAS TURBINE DUAL FUEL ENGINE

© 2025

A. V. Zhuk Associate Professor of the Department of Aircraft Engines;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy
named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin,
Voronezh, Russian Federation;
zhuck.aleks.n@yandex.ru

T. V. Grasko Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Deputy Head
of the Faculty of Aircraft;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy
named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin,
Voronezh, Russian Federation;
grasko83@mail.ru

A. S. Kolesnikov Candidate of Science (Engineering), Senior Lecturer at the Department
of Aircraft Engines;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy
named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin,
Voronezh, Russian Federation;
sanekkolesnikov1987@rambler.ru

V. V. Raznoschikov Doctor of Science (Engineering), Associate Professor, Leading Researcher
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;
raznoschikov@mail.ru

The problem of reducing the emission of unburned hydrocarbons and carbon monoxide that affect the value of fuel combustion efficiency in the afterburner combustion chamber of a gas turbine engine is considered. An analysis of the causes of hydrocarbon and carbon monoxide formation were carried out and ways to reduce them were identified. The chemical and physical process of the combustion of hydrocarbon fuel with the addition of gaseous hydrogen to its composition is considered with an assessment of the emission of unburned hydrocarbons and carbon monoxide. A method for calculating the fuel combustion efficiency in the afterburner combustion chamber of a gas turbine engine with a dual-fuel power supply system is proposed. It is shown that the application of the developed technique

makes it possible to estimate the value of the combustion efficiency and maintain its set value by correcting the percentage ratio of hydrogen to kerosene. The technique was tested during an experimental study of the hydrogen-air mixture combustion in the model compartment of the afterburner combustion chamber of a commercial gas turbine engine.

Aviation fuel; specific fuel consumption; afterburner; hydrogen gas; vaporized kerosene; emission indices

Citation: Zhuk A.V., Grasko T.V., Kolesnikov A.S., Raznoschikov V.V. Method of calculating the fuel combustion efficiency in the afterburner combustion chamber of a gas turbine dual fuel engine. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 2. P. 136-150. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-136-150

References

1. Zakvasin A.S., Komarova E.A. *Naslednik Tu-144: kak razvivaetsya proekt rossiyskogo grazhdanskogo sverkhzvukovogo samoleta* [Successor of the Tu-144: how the project of the Russian civil supersonic aircraft is developing]. Available at: <https://ru.rt.com/fzhu>
2. Mingazov B.G. *Vnutrikamernye protsessy i avtomatizirovannaya dovodka kamer sgoraniya GTD* [Intrachamber processes and automated refinement of combustion chambers of gas turbine engines]. Kazan: Kazan State Technical University Publ., 2000. 168 p.
3. Zubrilin I.A. *Metodika opredeleniya granitsy bednogo sryva plameni v kamerakh sgoraniya gazoturbinnyykh ustanovok. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Methodology for determining the boundary of lean flameout in the combustion chambers of gas turbine power plants. Thesis for a Candidate Degree in Science (Engineering)]. Samara, 2016. 169 p.
4. Gur'yanov A.I. Issledovanie emissionnykh kharakteristik goreniya v protivotochnyykh zakruchennykh techeniyakh. *Sbornik Trudov Shestoy Vserossiyskoy Konferentsii po Teploobmenu (October, 27-31, 2014, Moscow)*. Moscow: Izdatel'skiy Dom MEI Publ., 2014. P. 430-433. (In Russ.)
5. Konovalova A.V., Kozhinov V.F., Kharitonov V.F. Metod predvaritel'nogo proektirovaniya kamer sgoraniya GTD. *Sb. Trudov «Problemy i Perspektivy Razvitiya Dvigatelistroeniya»*. Iss. 3, part 2. Samara: Samara State University of Aerospace Publ., 1999. P. 184-189. (In Russ.)
6. Kudryavtsev A.V., Medvedev V.V. *Forsazhnye kamery i kamery sgoraniya PVRD. Inzhenernye metodiki rascheta kharakteristik* [Afterburners and combustion chambers of ramjet engines. Engineering methods for calculating characteristics]. Moscow: CIAM Publ., 2013. 137 p.
7. *Teoriya kamery sgoraniya* [Combustion chamber theory / ed. by O.A. Rudakov]. St. Petersburg: Nauka Publ., 2010. 228 p.
8. Shchetinkov E.S. *Fizika goreniya gazov* [Physics of gas combustion]. Moscow: Nauka Publ., 1965. 739 p.
9. Doroshenko V.E. O protsesse goreniya v kamere gazoturbinnogo dvigatelya. *Sb. Dokladov «Tret'e Vsesoyuznoe Soveshchanie po Teorii Goreniya»*. V. 2. Moscow: AN SSSR Publ., 1960. P. 262-269. (In Russ.)
10. Didenko A.A. *Teoriya i raschet kamer sgoraniya VRD. Chast' II. Otsenka ekologicheskikh pokazateley kamer sgoraniya GTD: ucheb. posobie dlya kursovogo i diplomnogo proektirovaniya* [Theory and calculation of combustion chambers of air-breathing jet engines. Part II. Assessment of the environmental performance of the combustion chambers of a gas turbine engine: study guide for preparing course and diploma papers]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2012. 54 p.
11. Lefebvre A.H. Gas turbine combustion. Hemisphere Pub. Corp., 1983. 531 p.
12. Kozlov V.E., Titova N.S., Torokhov S.A. Numerical study of the effect of hydrogen or syngas additions to n-decane on the harmful substance emission from a homogeneous

combustion chamber. *Russian Journal of Physical Chemistry B*. 2020. V. 14, Iss. 3. P. 395-406. DOI: 10.1134/S1990793120030082

13. Shaykin A.P., Galiev I.R. Effect of turbulent flame propagation velocity and zone width on the unburnt hydrocarbon concentration and combustion efficiency in a spark-ignition engine. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*. 2019. No. 4. P. 111-123. (In Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2019-4-111-123

14. Korotaeva T.A., Turchinovich A.O. Peculiarities of pollutant forming at complete and incomplete combustion of aviation fuel. *Vestnik Priamurskogo Gosudarstvennogo Universiteta im. Sholom-Aleykhema*. 2015. No. 2 (19). P. 45-59. (In Russ.)

15. Warnatz J., Maas U., Dibble R.W. Combustion. Physical and chemical fundamentals, modeling and simulation, experiments, pollutant formation. Berlin: Springer, 2001. 299 p.

16. Zhuk A.V., Grasko T.V., Kolesnikov A.S., Usarchuk S.S., Yaroslavtsev S.V., Golovneva T.I. *Isparitel'-smesitel' zhidkostno-gazovyy* [Liquid-gas evaporator-mixer]. Patent RF, no. 2829998, 2024. (Publ. 11.11.2024, bull. no. 32)

17. Orlov M.Yu., Lukachev S.V., Matveev S.G. *Modelirovanie protsessov v kamere sgoraniya: ucheb. posobie* [Modeling processes in the combustion chamber: a textbook]. Samara: Samara University Publ., 2017. 292 p.

18. Dubovkin N.F. *Spravochnik po uglevodorodnym toplivam i ikh produktam sgoraniya* [Handbook of hydrocarbon fuels and their combustion products]. Moscow-Leningrad: Gosenergoizdat Publ., 1962. 288 p.

СРАВНЕНИЕ УСКОРЕННЫХ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ НА ПРИМЕРЕ СТАЛИ 09Г2С

© 2025

К. В. Кусков кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник лаборатории вибрационного и гидродинамического моделирования; Тюменский индустриальный университет; kuskovkv@tyuiu.ru

Одной из актуальных задач при установлении пределов выносливости сталей является сокращение времени проведения эксперимента. Основная цель данной работы – сравнение нескольких ускоренных методов определения предела выносливости: метода Локати, метода измерения электросопротивления и расчётного метода с учётом микроструктуры стали. Испытания проводили на стали 09Г2С в состоянии поставки, имеющей феррито-перлитную структуру. В результате сравнения установлено, что метод Локати и метод определения предела выносливости для низкоуглеродистых и низколегированных сталей дают практически идентичные результаты. Метод измерения электросопротивления даёт интервал, в котором находится искомый предел выносливости. Показано, что первый резкий скачок изменения удельного электросопротивления образца может говорить о начале стадии циклической микротекучести или начале необратимого разупрочнения стали. Кроме того, метод измерения электросопротивления может быть полезен в сочетании с методом Локати, когда отсутствуют данные о наклоне левой ветви кривой усталости. Тогда, используя этот метод, можно определить интервал, в котором требуется испытать три образца для построения этой ветви.

Ускоренные усталостные испытания; сталь 09Г2С; метод Локати; удельное электросопротивление

Цитирование: Кусков К.В. Сравнение ускоренных методов определения предела выносливости на примере стали 09Г2С // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 2. С. 151-158. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-151-158

Введение

Построение кривой Вёлера для определения предела выносливости сталей требует больших временных и ресурсных затрат. Согласно ГОСТ 25.502-79 [1] требуется испытать не менее 15 однотипных образцов, что также накладывает некоторые ограничения. Так, образцы должны быть выполнены из одного цельного куска материала, имеющего одинаковые или близкие свойства, для этого они должны быть изготовлены по одной технологии и с одинаковой точностью. Кроме того, условия испытания для всей серии образцов должны быть одинаковыми. С учётом выбранных для исследования значений (максимально допустимая частота испытаний, рекомендуемая база испытаний и количество образцов) можно рассчитать примерное время выполнения испытаний τ для определения предела выносливости, соответствующего вероятности разрушения 50%:

$$\tau = \frac{N n}{\nu}, \quad (1)$$

где τ – время испытаний в часах; N – рекомендуемая база испытаний (10^7 циклов) в соответствии с [1]; ν – максимально допустимая частота испытаний (300 Гц); n – число образцов (15 ед.).

Решив уравнение (1), получаем около 139 часов чистого машинного времени, при соблюдении требования – отсутствия повышения температуры образца выше 50°C.

Таким образом, направление исследований, позволяющих сократить время и снизить затраты на испытания, является актуальным. Исследователи предлагают различные способы определения предела выносливости. Так Шаповалова Ю.Д., Ефименко Л.А. и др. [2] предлагают использовать предел текучести и структурно-фазовый состав для расчёта предела выносливости, используя полученную ими формулу или график.

Метод Локати позволяет определить предел выносливости, используя один образец или несколько образцов. Метод основан на гипотезе Пальмгрена-Майнера о линейном характере накопления усталостных повреждений. Данный метод был стандартизирован ГОСТ 19533-74, но в настоящий момент не действует. На сегодняшний день действуют методические указания РД 50-686-89 [3], в которых подробно описывается метод Локати.

Кроме представленных выше методов, в работе [4] предложен метод определения предела выносливости через измерение удельного электросопротивления и температуры образца в ходе испытаний. Известно, что электросопротивление сильно зависит от плотности дислокаций для различных материалов [5 – 7], что, в свою очередь, даёт возможность определить стадию микротекучести, которая начинается в поверхностных и приповерхностных слоях материала при растяжении-сжатии и заключается в росте плотности дислокаций [8].

Целью настоящей работы является сравнение нескольких методов определения предела выносливости.

Методика проведения испытаний

Образцы для испытаний были изготовлены на станке с числовым программным управлением при постоянной подаче смазочно-охлаждающей жидкости из единого прутка длиной 6000 мм и диаметром 16 мм (рис. 1). Материал для испытаний – сталь 09Г2С в состоянии поставки без термической обработки, о чём свидетельствует микроструктура – феррито-перлитная, полученная в поперечном срезе (рис. 2).

Данный тип образцов имеет низкий теоретический коэффициент концентрации напряжений ($\alpha_\sigma = 1,019$), который был рассчитан с использованием программного обеспечения Ansys. Шероховатость образцов измерялась с помощью профилометра Hommel-Etamic W5-Set. Средние значения шероховатости по всем образцам составили $Ra = 0,232$ мкм, что соответствует ГОСТ 25.502-79. Направление шероховатости было перпендикулярно образующей цилиндрической части образца.

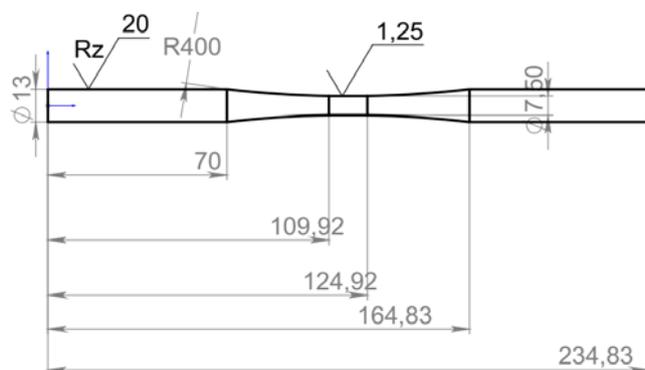


Рис. 1. Образец для испытаний

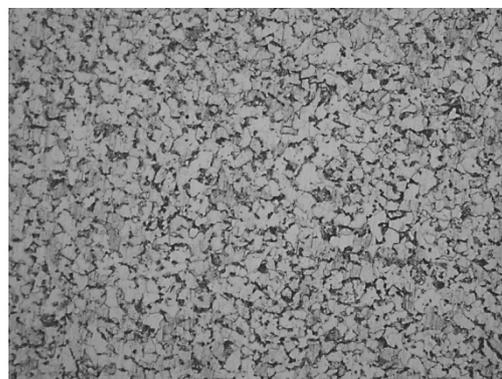


Рис. 2. Микроструктура образцов стали 09Г2С (x200)

Во всех случаях испытания проводили на сервогидравлической машине ТРМЦ 250С-1. Коэффициент асимметрии цикла $R = -1$. Закон нагружения – синусоидальный. Тип нагружения – растяжение-сжатие. Частота нагружения 10 Гц. Испытания проводились на воздухе с температурой окружающей среды $20 \pm 2^\circ\text{C}$. Оценка предела выносливости проводилась для каждого метода отдельно. Перед проведением испытаний были определены основные механические характеристики металла (табл. 1).

Таблица 1. Основные характеристики стали 09Г2С

Марка стали	Предел текучести физический σ_{τ} , МПа	Временное сопротивление $\sigma_{\text{в}}$, МПа	Относительное сужение ψ , %	Относительное удлинение δ , %
09Г2С	328,3	579,45	61,31	46,98
09Г2С (ГОСТ 5520-2017)	≥ 325	470-640	–	≥ 21

Испытания по методу Локати велись согласно РД 50-686-89. Образец подвергался нагружению на восьми различных ступенях. Количество циклов на каждой ступени соответствовало 126 000 циклам. Данное количество циклов было рассчитано в соответствии с РД 50-686-89 и округлено в большую сторону для удобства контроля времени работы оборудования, которое составило три с половиной часа на ступень.

Испытания методом измерения удельного электросопротивления базировались на методике, предложенной в работе [4]. Контроль велся только за показателем удельного сопротивления. Измерение температуры при испытаниях будет некорректным из-за дополнительного нагрева образца в момент измерения электросопротивления, а также неравномерного нагрева образца из-за наличия перехода тороидальной части образца в цилиндрическую. Начальный уровень нагружения был задан на основании того, что большая часть конструкционных сталей имеет предел выносливости от $0,5\sigma_{\tau}$ до $0,65\sigma_{\tau}$ [9]. При переходе на следующую ступень нагрузка изменялась на $0,1\sigma_{\tau}$. При этом был взят дополнительно один шаг в сторону уменьшения нагрузки. Количество циклов на каждой ступени выбрано 72 000, как описано в [4]. Таким образом, напряжения составили от $0,4\sigma_{\tau}$ до $0,9\sigma_{\tau}$. В момент перехода на следующую ступень испытаний производился замер удельного сопротивления образца без снятия его из захватов. Измерения проводились с помощью установки на базе программируемого логического контроллера ПЛК63. Подробный принцип работы данной установки описан в работе [10].

Результаты испытаний

Результаты, полученные при испытании образца из стали 09Г2С методом Локати, приведены в табл. 2.

Таблица 2. Результаты ускоренных усталостных испытаний методом Локати

№	Напряжение на ступени, МПа	Количество циклов, ед.
1	188,9	126000
2	207,8	126000
3	239,8	126000
4	258,7	126000
5	272,6	126000
6	296,5	126000
7	315,4	126000
8	334,3	111257

Обработка результатов производилась в соответствии с РД 50-686-89. Исходная кривая усталости была взята из [11]. График зависимости суммы накопленных повреждений от предела выносливости для испытанного образца представлен на рис. 3, по которому определён предел выносливости, равный 223,9 МПа. Общее затраченное машинное время на проведение испытаний 27,6 часа.

Данные, полученные при испытании образца с измерением удельного электрического сопротивления, представлены в табл. 3, из которой видно, что после четвёртой ступени наблюдается скачок в разнице удельного электрического сопротивления.

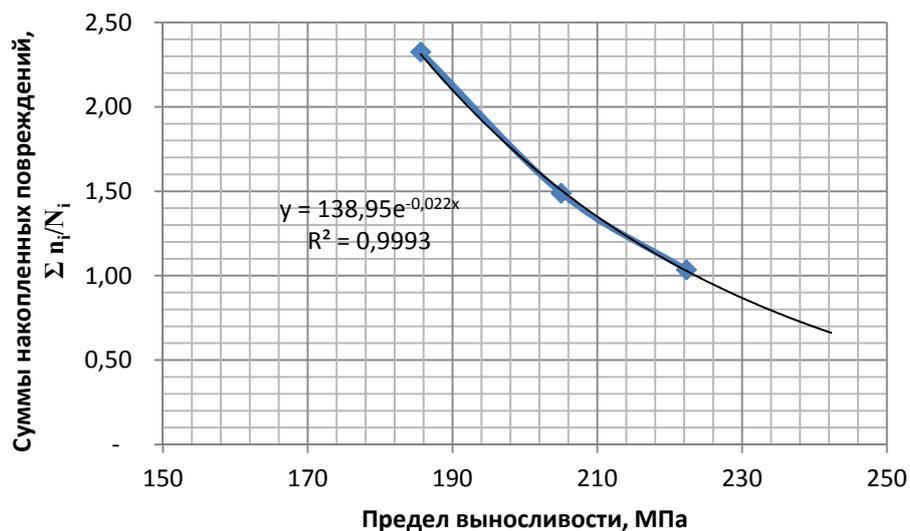


Рис. 3. График зависимости суммы накопленных повреждений и предела выносливости для стали 09Г2С

Таблица 3. Результаты испытаний методом измерения удельного электросопротивления

№	Количество циклов, ед.	Напряжение на ступени, МПа	Удельное электрическое сопротивление, мОм
1	72000	131,3	3,7772
2	72000	164,0	3,7582
3	72000	197,0	3,7770
4	72000	229,7	3,8902
5	72000	262,6	4,0049
6	72000	295,3	4,0753

На рис. 4 представлен график зависимости удельного электрического сопротивления ΔR от напряжений на соответствующей ступени.

$$\Delta R = R_i - R_{i-1}, \tag{2}$$

где R_i – удельное электрическое сопротивление, полученное после соответствующей ступени нагружения.

Общее затраченное машинное время на проведение испытаний по методу измерения сопротивления составило 12 часов.

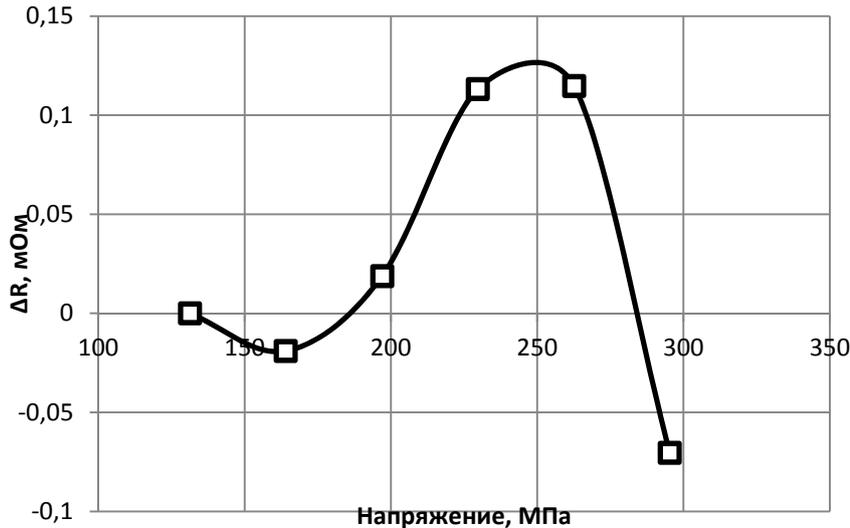


Рис. 4. График зависимости удельного электрического сопротивления и напряжения на соответствующей ступени

Проведённый расчёт по методике, описанной в [2], для исследуемой стали 09Г2С с феррито-перлитной структурой, показал предел выносливости, равный 228,6 МПа. Значения, взятые для расчёта: доля феррита 80%, предел текучести 328,3 МПа (табл. 1). Долю феррита определяли по ГОСТ 8233-56.

Результаты исследования показали, что у образцов из стали 09Г2С в результате действия переменных нагрузок растёт плотность дислокаций вблизи будущего места разрушения. Данный факт не противоречит выполненным ранее работам других исследователей [12; 13]. Первое резкое повышение ΔR может говорить о начале зарождения микротрещины. Таким образом, искомый предел выносливости в проведённых испытаниях находится между значениями напряжений 197 и 229,7 МПа, что согласуется с данными, полученными методом Локати (223,9 МПа) и методом, описанном в [2] (228,6 МПа). С точки зрения экономии машинного времени предлагаемый метод измерения удельного электросопротивления образца выглядит более предпочтительным.

В дальнейшем изучение метода измерения удельного электросопротивления может быть продолжено по следующим направлениям:

- 1) уменьшение разницы между ступенями нагружения с целью получения более узкого интервала значений предела выносливости;
- 2) оценка применимости данного метода для других конструкционных сталей;
- 3) изучение возможностей использования предлагаемого метода при различных значениях шероховатости поверхности и теоретического коэффициента концентрации напряжений.

Заключение

Метод измерения электросопротивления может быть полезен в сочетании с методом Локати, когда отсутствуют данные о наклоне левой ветви кривой усталости. Используя этот метод, можно определить интервал, в котором требуется испытать три образца для построения этой ветви.

Можно отметить, что методика определения предела выносливости, описанная в патенте [2], хотя и значительно больше экономит время, чем другие рассмотренные способы, но она не учитывает некоторые особенности испытаний, а именно шероховатость, теоретический коэффициент концентрации напряжений, наличие агрессивной среды и др.

Работа выполнена при поддержке Национального проекта «Наука и университеты» Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (грант № FEWN-2024-0005).

Библиографический список

1. ГОСТ 25.502-79. Расчёты и испытания на прочность в машиностроении. Методы механических испытаний металлов. Методы испытаний на усталость. М.: Стандартинформ, 2005. 25 с.
2. Шаповалова Ю.Д., Ефименко Л.А., Романова Т.И., Якиревич Д.И. Способ определения предела выносливости низкоуглеродистых низколегированных сталей: патент РФ № 2476855; опубл. 27.02.2013; бюл. № 6
3. РД 50-686-89. Методические указания. Надёжность в технике. Методы ускоренных испытаний на усталость для оценки пределов выносливости материалов, элементов машин и конструкций. М.: Издательство стандартов, 1990. 27 с.
4. Aeran A., Acosta R., Siriwardane S.C., Starke P., Mikkelsen O., Langen I., Walther F. Nonlinear fatigue damage model: Comparison with experimental damage evolution of S355 (SAE 1020) structural steel and application to offshore jacket structures // *International Journal of Fatigue*. 2020. V. 135. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2020.105568
5. Маколкина Е.Н., Пржеvusкий А.К. Механизмы влияния дислокаций на электрические и оптические свойства германия // *Научно-технический вестник Санкт-Петербургского государственного университета информационных технологий, механики и оптики*. 2006. № 34. С. 49-54.
6. Арбузов В.Л., Данилов С.Е., Дружков А.П., Перминов Д.А. Влияние пластической деформации и радиационных дефектов на структурно-фазовые превращения в аустенитных сплавах НЗ6 и НЗ6Т2 // *Физика металлов и металловедение*. 2004. Т. 98, № 5. С. 64-69.
7. Корзникова Е.А. Определение концентрации вакансий в меди после интенсивной пластической деформации с помощью резистометрического и рентгеноструктурного анализа // *Перспективные материалы*. 2011. № 12. С. 254-257.
8. Терентьев В.Ф., Кораблёва С.А. Усталость металлов. М.: Наука, 2015. 484 с.
9. Strake P. StressLife_{tc} – NDT-related assessment of the fatigue life of metallic materials // *Materials Testing*. 2019. V. 61, Iss. 4. P. 297-303. DOI: 10.3139/120.111319
10. Воронин В.В., Кусков К.В. Разработка автоматической системы сбора данных для проведения испытаний на сопротивление циклическим нагрузкам // *Материалы Международной научно-практической конференции «Научная территория: технологии и инновации»* (17-18 ноября 2022 г., Тюмень, Россия). Т. II. Тюмень: Тюменский индустриальный университет, 2022. С. 71-75.
11. Гасюк А.С. Оценка и прогнозирование технического состояния локомотивов по ресурсу их несущих конструкций. Дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2022. 162 с.
12. Золотов А.Е., Шибков А.А., Гасанов М.Ф., Денисов А.А. Влияние прерывистой деформации на электропроводность алюминий-магниевого сплава // *Вестник Тамбовского университета. Серия: Естественные и технические науки*. 2016. Т. 21, № 3. С. 1012-1015. DOI: 10.20310/1810-0198-2016-21-3-1012-1015
13. Максимов А.Б., Гуляев М.В., Ерохина И.С. Влияние повреждаемости низколегированных сталей на физико-механические свойства // *Известия высших учебных заведений. Чёрная металлургия*. 2017. Т. 60, № 5. С. 364-368. DOI: 10.17073/0368-0797-2017-5-364-368

COMPARISON OF ACCELERATED STRENGTH TESTING METHODS AS EXEMPLIFIED BY 09G2S STEEL

© 2025

K. V. Kuskov Candidate of Science (Engineering), Leading Researcher in Laboratory of Vibration and Hydrodynamic Modeling; Industrial University of Tyumen, Tyumen, Russian Federation; kuskovkv@tyuiu.ru

One of the urgent tasks when establishing the endurance limits of steel is limiting the time of the experiment. The main purpose of this work is to compare several accelerated methods for determining the fatigue strength: the Locati method, the method of measuring electrical resistance and the calculation method taking into account the microstructures of steel. The study was carried out on 09G2S steel in the as-delivered condition which has a ferrite-pearlite structure. As a result of the comparison, it was found that the Locati method and the method for determining the fatigue strength of low-carbon and low-alloy steels give almost identical results. The method of measuring electrical resistance gives the range of stresses in which the desired fatigue strength is located. It is shown that the first sharp jump in the change in electrical resistivity of the sample may indicate the beginning of the stage of cyclic microflow or the beginning of irreversible softening of the steel. In addition, the method of measuring electrical resistance can be useful in combination with the Locati method, when there is no data on the slope of the left branch of the fatigue curve; then using this method it is possible to determine the interval in which 3 samples need to be tested to construct this branch.

Accelerated fatigue testing; steel 09G2S; Locati method; specific electrical resistivity

Citation: Kuskov K.V. Comparison of accelerated strength testing methods as exemplified by 09G2S steel. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 2. P. 151-158. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-151-158

References

1. GOST 25.502-79. Strength analysis and testing in machine building. Methods of metals mechanical testing. Methods of fatigue testing. Moscow: Standartinform Publ., 2005. 25 p. (In Russ.)
2. Shapovalova Ju.D., Efimenko L.A., Romanova T.I., Jakirevich D.I. *Sposob opredeleniya predela vynoslivosti nizkouglerodistykh nizkolegirovannykh staley* [Method for determining endurance limit of low-carbon low-alloyed steels]. Patent RF, no. 2476855, 2013. (Publ. 27.02.2013, bul. no. 6)
3. RD 50-686-89. Reference manual. Reliability in engineering. Methods of accelerated fatigue strength testing to assess the endurance limit of materials. Moscow: Izdatel'stvo Sandartov Publ., 1990. 27 p. (In Russ.)
4. Aeran A., Acosta R., Siriwardane S.C., Starke P., Mikkelsen O., Langen I., Walther F. Nonlinear fatigue damage model: Comparison with experimental damage evolution of S355 (SAE 1020) structural steel and application to offshore jacket structures. *International Journal of Fatigue*. 2020. V. 135. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2020.105568
5. Makolkina E.N., Przhevuskii A.K. Mechanisms of the influence of dislocations on the electrical and optical properties of germanium. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*. 2006. No. 34. P. 49-54. (In Russ.)
6. Arbuzov V.L., Danilov S.E., Druzhkov A.P., Perminov D.A. The influence of plastic deformation and radiation defects on the structural and phase transformations of N36 and N36T2 austenitic alloys. *Physics of Metals and Metallography*. 2004. V. 98, Iss. 5. P. 500-505.
7. Korznikova E.A. Determination of the concentration of vacancies in copper after severe plastic deformation using resistometric and X-ray structural analysis. *Perspektivnye Materialy*. 2011. No. 12. P. 254-257. (In Russ.)

8. Terent'ev V.F., Korableva S.A. *Uсталost' metallov* [Metal fatigue]. Moscow: Nauka Publ., 2015. 484 p.

9. Strake P. StressLifec – NDT-related assessment of the fatigue life of metallic materials. *Materials Testing*. 2019. V. 61, Iss. 4. P. 297-303. DOI: 10.3139/120.111319

10. Voronin V.V., Kuskov K.V. Razrabotka avtomaticheskoy sistemy sbora dannykh dlya provedeniya ispytaniy na soprotivlenie tsiklicheskim nagruzkam. *Materialy Mezhdunarodnoy Nauchno-Prakticheskoy Konferentsii «Nauchnaya Territoriya: Tekhnologii i Innovatsii» (November, 17-18, 2022, Tyumen, Russia)*. V. II. Tyumen: Tyumen Industrial University Publ., 2022. P. 71-75. (In Russ.)

11. Gasyuk A.S. *Otsenka i prognozirovaniye tekhnicheskogo sostoyaniya lokomotivov po resursu ikh nesushchikh konstruktsiy. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Assessment and forecasting of the technical condition of locomotives based on the service life of their supporting structures. Thesis for a Candidate Degree in Science (Engineering)]. Moscow, 2022. 162 p.

12. Zolotov A.E., Shibkov A.A., Gasanov M.F., Denisov A.A. Effect of intermittent deformation on the electrical conductivity of aluminum-magnesium alloy. *Tambov University Reports. Series: Natural and Technical Sciences*. 2016. V. 21, no. 3. P. 1012-1015. (In Russ.). DOI: 10.20310/1810-0198-2016-21-3-1012-1015

13. Maksimov A.B., Gulyaev M.V., Erokhina I.S. Influence of damageability of low-alloyed steel on its physical and mechanical properties. *Izvestiya. Ferrous Metallurgy*. 2017. V. 60, no. 5. P. 364-368. (In Russ.). DOI: 10.17073/0368-0797-2017-5-364-368

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ТУРБУЛИЗАТОРОВ В ШЕЙКЕ НИЗКОЧАСТОТНОГО РЕЗОНАТОРА НА ЕГО АКУСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

© 2025

О. Ю. Кустов кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы»;
Пермский национальный исследовательский политехнический университет;
kustovou@yandex.ru

В. В. Пальчиковский кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы»;
Пермский национальный исследовательский политехнический университет;
vvpal@bk.ru

И. В. Храмцов кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы»;
Пермский национальный исследовательский политехнический университет;
igorhrs92@mail.ru

А. А. Кузнецов старший преподаватель кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы»;
Пермский национальный исследовательский политехнический университет;
sasha5352@yandex.ru

Исследуются низкочастотные резонаторы с удлиненной шейкой и турбулизаторами разных масштабов, представляющими собой набор дополнительных граней, размещенных на внутренней поверхности шейки резонатора. Основная цель работы – оценить влияние данных конструктивных элементов на турбулизацию течения при падении на резонатор волны с высоким уровнем звукового давления и, тем самым, на рассеяние звуковой энергии резонатором. Исследования проводились в условиях нормального к лицевой поверхности резонатора падения волн. Качественная оценка выполнялась на основе численного моделирования физических процессов в нестационарной постановке в осесимметричном резонаторе. Количественная оценка выполнялась путём проведения натурных измерений резонаторов с турбулизаторами разных масштабов в интерферометре с нормальным падением волн. Результаты исследований показали, что для рассмотренных вариантов турбулизаторов увеличение их масштаба приводит к увеличению суммарной завихренности течений, а также увеличивает коэффициент звукопоглощения.

Звукопоглощающие конструкции; низкочастотный акустический резонатор; турбулизатор; коэффициент звукопоглощения; интерферометр с нормальным падением волн

Цитирование: Кустов О.Ю., Пальчиковский В.В., Храмцов И.В., Кузнецов А.А. Оценка влияния турбулизаторов в шейке низкочастотного резонатора на его акустические характеристики // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 2. С. 159-169. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-159-169

Введение

По мере развития гражданской реактивной авиации реализовывалась тенденция увеличения степени двухконтурности турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД). Это привело к увеличению диаметра двигателей с одновременным снижением числа оборотов вентилятора и, соответственно, снижением окружных скоростей лопаток на режимах посадки, набора высоты и взлёта. Кроме того, увеличилась широкохордность лопаток и уменьшилось их количество. Как следствие, понизились частоты тонального шума, излучаемого вентилятором, и в наиболее воспринимаемую человеком

область частот стало попадать больше гармоник частоты следования лопаток вентилятора. В связи с этим возросла актуальность проблемы совершенствования акустических характеристик звукопоглощающих конструкций (ЗПК) в условиях, когда большая доля звуковой энергии сосредоточена в области низких частот (для ТРДД с высоким числом двухконтурности первая гармоника шума вентилятора на различных режимах работы может находиться ниже 500 Гц).

Классические локально-реагирующие ЗПК представляют собой изолированные друг от друга ячейки (резонаторы), перекрытые тонкими перфорированными листами. Получение нужных акустических характеристик ЗПК при заданных значениях внешних параметров (частота возбуждения, уровень звукового давления, скорость скользящего в канале потока) осуществляется путём подбора геометрических характеристик ЗПК (толщина перфорированного листа, диаметр отверстий и процент перфорации, глубина и объём полости резонатора). Причём на эти характеристики накладывается ряд габаритно-массовых ограничений и ограничений технологического характера, например, отверстия перфорации не могут быть меньше определенного диаметра в зависимости от способа изготовления (механическое сверление, обработка лазером, изготовление с использованием аддитивных технологий). В результате возможности регулирования импеданса локально-реагирующих ЗПК за счёт изменения геометрических параметров оказались практически исчерпаны.

Конструкция низкочастотного резонатора зависит от выбранного способа смещения собственной частоты резонатора в область низких частот. Наиболее простым является вариант увеличения объёма полости резонатора [1 – 4], однако для ЗПК ТРДД такой вариант не всегда возможен из-за габаритных ограничений на ЗПК. Другим подходом может являться удлинение шейки внутрь полости резонатора [5 – 9]. В этом случае увеличенная поверхность шейки позволяет расположить на ней дополнительные конструкционные элементы, что расширяет возможности регулирования акустических характеристик резонатора.

Хорошо известно, что основным механизмом потерь акустической энергии в резонаторе является трение частиц среды о боковые стенки шейки резонатора, в результате чего акустическая энергия переходит в тепловую. При этом потери энергии максимальны в области собственной частоты резонатора, поскольку в этом случае достигается максимальная скорость движения частиц в шейке и, соответственно, максимальная сила трения. Вместе с тем при низких уровнях звукового давления (не более 110 дБ) скорость движения частиц в целом невысока и течение в шейке резонатора является ламинарным. Такие процессы хорошо описываются линеаризованными уравнениями сохранения, в связи с чем такой режим работы звукопоглощающих конструкций называется линейным.

При высоких уровнях звукового давления (УЗД) частицы движутся с заметно более высокой скоростью и срыв потока с кромок отверстий приводит к возникновению вихревых течений, описание движения которых возможно уже только с помощью нелинейных уравнений сохранения, в связи с чем такой режим работы ЗПК называется нелинейным. В турбулентных течениях происходит каскадная передача энергии от крупных вихревых структур к мелкомасштабным, а в мелкомасштабных структурах за счёт вязкого трения механическая энергия рассеивается в тепловую. В результате при высоких УЗД появляется дополнительный механизм потерь акустической энергии. Причём при УЗД 150 дБ и выше, которые реализуются в каналах натуральных авиационных двигателей, эти потери акустической энергии заметно превосходят потери на линейном режиме работы ЗПК.

Если на внутренней поверхности шейки резонатора увеличить количество кромок (назовем их турбулизаторами), то изменится степень турбулизации течения, а вместе с

ней и потери акустической энергии. Естественно, этот вклад в потери акустической энергии на разных частотах будет зависеть от размеров турбулизаторов. В связи с этим в настоящей работе рассматриваются турбулизаторы разных масштабов. Основная задача исследования состоит в оценке степени влияния предлагаемых конструктивных элементов на турбулизацию течения при падении на резонатор волны с высоким уровнем звукового давления, и, тем самым, на рассеяние звуковой энергии резонатором.

Выбор геометрии резонаторов

Выбор геометрии базового резонатора (без турбулизаторов) проводился на основе оценки собственной частоты f_0 [10]:

$$f_0 = \frac{c_0}{2\pi} \sqrt{\frac{\rho_0}{V_0} \sum_{i=1}^N \frac{S_i}{M_i}}, \quad (1)$$

где c_0 – скорость звука в среде; ρ_0 – плотность среды; V_0 – объём внутренней полости резонатора; S_i – площадь поперечного сечения i -ой шейки резонатора; $M_i = \rho_0 (l_i + a d_i)$ – масса движущегося воздуха в i -ой шейке резонатора; l_i – длина i -ой шейки резонатора; d_i – диаметр i -ой шейки резонатора; a – концевая поправка (в нашем случае принималась равной 0,875); N – число шеек в резонаторе;

Геометрические параметры базового резонатора выбирались так, чтобы частота, определенная по формуле (1), для резонатора с одной шейкой находилась в диапазоне 400...600 Гц. Исходя из этого, выбрана следующая геометрия:

- внешний диаметр резонатора 30 мм (обусловлен диаметром канала интерферометра с нормальным падением волн);
- внутренний диаметр полости резонатора 28 мм;
- толщина лицевой пластины резонатора 2 мм;
- глубина полости резонатора 20 мм;
- диаметр отверстия резонатора 4,9 мм;
- длина шейки резонатора 12 мм;
- число шеек в резонаторе 1 и 3.

Дополнительно предварительная оценка акустических характеристик резонатора с одной и тремя шейками была проведена на основе численного моделирования физических процессов в пакете конечно-элементного анализа COMSOL Multiphysics. В расчётах моделировался канал импедансной трубы диаметром 30 мм. С одной стороны к ней присоединялся внутренний объём резонатора, а на другом конце задавалось равномерное по сечению распределение акустического давления. Моделирование осуществлялось в трёхмерной постановке на основе решения уравнения Гельмгольца для акустического давления (Область I на рис. 1) и линеаризованных уравнений сохранения массы, импульса (уравнение Навье-Стокса без конвективных членов), энергии и уравнения состояния (Область II на рис. 1). Расчёты проводились в диапазоне частот 300...3000 Гц с шагом 100 Гц, в предполагаемой области резонансной частоты шаг выбирался равным 10 Гц. Для сокращения времени расчётов использовалась симметричная постановка: для образца с одной шейкой рассматривалась половина модели, для образца с тремя шейками – треть модели. На расстоянии 37 и 57 мм от лицевой поверхности образца в сторону канала импедансной трубы снималось акустическое давление на каждой частоте, которое обрабатывалось методом передаточной функции [11], в ре-

зультате чего определялся импеданс Z . Собственная частота рассматриваемого резонатора определялась из условия $Im(Z) = 0$.

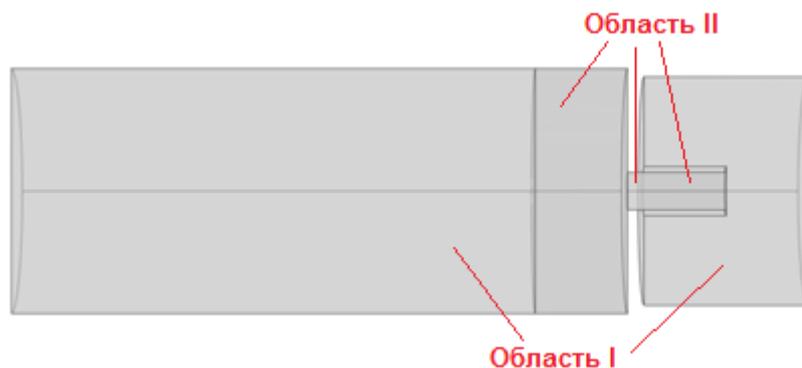


Рис. 1. Геометрия модели для решения в частотной области

В табл. 1 приведены результаты расчёта собственной частоты резонатора по формуле (1) и на основе моделирования в COMSOL Multiphysics, а также результаты выполненных измерений на натурном интерферометре, о чём подробнее будет описано ниже.

Таблица 1. Собственная частота базового резонатора

Число шеек в резонаторе	Расчёт по формуле (1), Гц	Расчёт в COMSOL Multiphysics, Гц	Измерения в натурном интерферометре, Гц
1	546	520	524
3	946	940	944

Видно, что значения собственной частоты для резонатора с одной шейкой, рассчитанные двумя разными способами, находятся в диапазоне 400...600 Гц и весьма близко друг к другу, поэтому выбранная геометрия базового образца может использоваться для дальнейших исследований. Собственная частота резонатора с тремя шейками ожидаемо сместилась в область более высоких частот, т.к. увеличился процент перфорации резонатора, что следует из формулы (1). Последующие натурные испытания базового резонатора подтвердили в целом высокую точность расчётов собственной частоты указанными способами (столбец 4 в табл. 1). Наиболее сильное отклонение от эксперимента получено при расчёте по формуле (1) для резонатора с одной шейкой, что можно объяснить не совсем точным выбором значения концевой поправки a для данного случая.

Косвенная оценка влияния турбулизаторов на потери акустической энергии

Потери акустической энергии отражаются на таких основных акустических характеристиках ЗПК, как импеданс и коэффициент звукопоглощения (в авиационном двигателе имеются узлы, при работе которых помимо импеданса важен и коэффициент звукопоглощения, например, створки реверсивного устройства). Повышение коэффициента звукопоглощения ЗПК при высоких УЗД связано с максимизацией уровня завихренности. Данный параметр проблематично определить в натурном эксперименте, однако это можно сделать на основе численного моделирования физических процессов в резонаторе и импедансной трубе, к которой он присоединён.

Для экономии вычислительных ресурсов численное моделирование выполнялось в осесимметричном резонаторе при нормальном падении волн, хотя натурное турбулентное течение всегда является трёхмерным. Нормальное падение рассматривается в связи с тем, что позволяет реализовать в шейке резонатора более высокие скорости частиц при рассматриваемом УЗД, чем в случае скользящего падения волн относительно лицевой поверхности резонатора (особенно если в канале интерферометра ещё присутствует скользящий поток). В результате при нормальном падении волн с высокими УЗД получается более интенсивное вихреобразование, что позволяет лучше «увидеть» вклад турбулизаторов в данный процесс.

Расчётная область представляет собой внутренний объём импедансной трубы радиусом 0,015 м с резонатором, присоединённым к одному из её концов (рис. 2). На другом конце трубы задаётся сигнал «белый шум» с заданным суммарным УЗД, загружаемый из текстового файла. Для ускорения расчёта процессы в большей части импедансной трубы (Область I) моделируются на основе волнового уравнения для акустического давления. Процессы в остальной части трубы и резонаторе (Область II) описываются уравнениями сохранения массы, импульса (уравнение Навье-Стокса без конвективных членов), энергии и уравнением состояния.

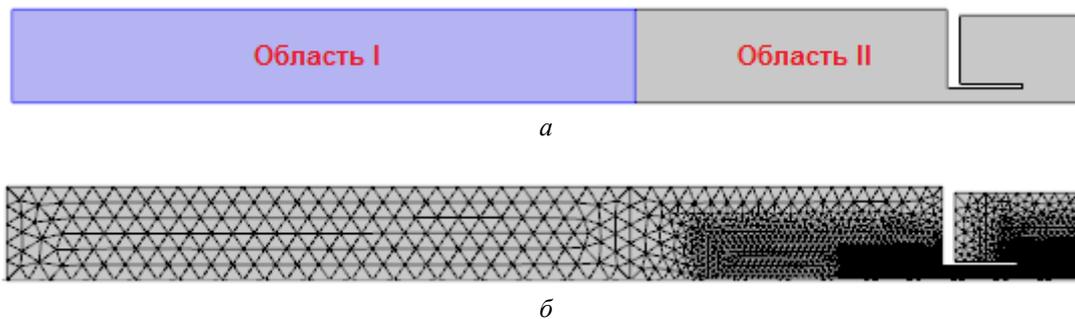


Рис. 2. Нестационарный расчёт: а – расчётная область; б – конечно-элементная сетка

Численное моделирование проводилось в COMSOL Multiphysics. Для всех расчётных параметров использовался треугольный Лагранжев элемент второго порядка аппроксимации. На внутренней поверхности шейки резонатора наносился пограничный слой, толщина первого элемента которого не превышала толщину акустического пограничного слоя $\sqrt{2\nu/\omega}$ на самой верхней частоте рассматриваемого диапазона частот (в нашем случае 3000 Гц); здесь ν – кинематическая вязкость среды; ω – круговая частота. Пример конечно-элементной сетки представлен на рис. 2, б.

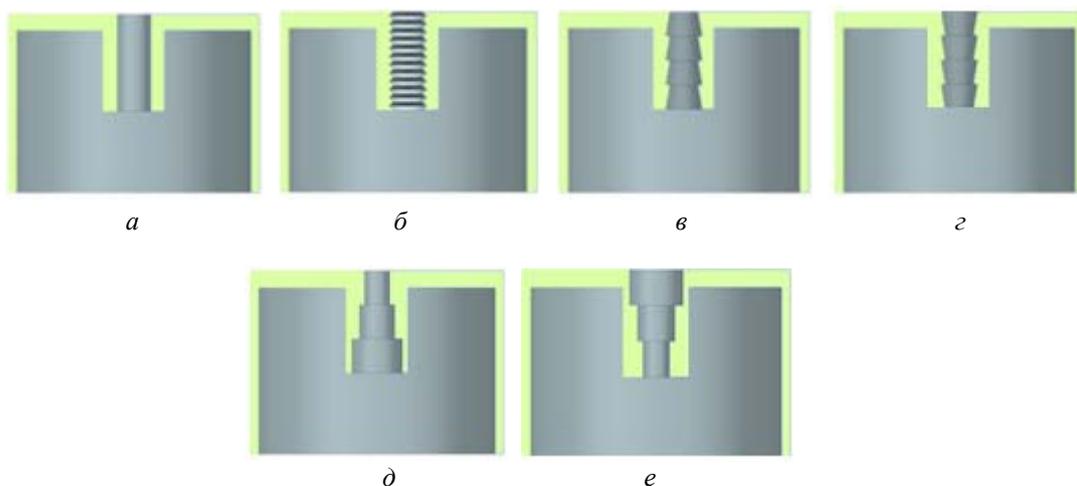
На основе результатов численного моделирования вычислялась суммарная по времени и объёму величина модуля завихрённости Ω_Σ :

$$\Omega_\Sigma = 2\pi \int_0^T dt \int_S \left| \frac{\partial v_r}{\partial z} - \frac{\partial v_z}{\partial r} \right| ds, \quad (2)$$

где v_r , v_z – радиальная и осевая компоненты скорости; S – Область II на рис. 2, а; T – время моделируемого процесса (в нашем случае 1 с).

Проведённый таким образом анализ позволил выбрать формы турбулизаторов, которые представлены на рис. 3. Отметим, что относительно базового резонатора без турбулизаторов (рис. 3, а) остальные варианты турбулизаторов поделены на 3 группы

(маломасштабные, среднемасштабные и крупномасштабные), поскольку они давали заметно отличные друг от друга величины Ω_{Σ} . При этом для средних и крупных масштабов рассматривались варианты разной направленности турбулизаторов.



*Рис. 3. Модели выбранных вариантов турбулизаторов:
а – без турбулизаторов; б – маломасштабные; в – среднемасштабные 1;
г – среднемасштабные 2; д – крупномасштабные 1; е – крупномасштабные 2*

Для указанных форм турбулизаторов на основе расчётов по формуле (2) были получены следующие значения Ω_{Σ} : $0,433203 \text{ м}^3$ – без турбулизаторов; $0,407958 \text{ м}^3$ – маломасштабные; $0,58502 \text{ м}^3$ – среднемасштабные 1; $0,59836 \text{ м}^3$ – среднемасштабные 2; $1,05319 \text{ м}^3$ – крупномасштабные 1; $1,16828 \text{ м}^3$ – крупномасштабные 2. Видно, что маломасштабные турбулизаторы не внесли особого вклада в изменение суммарной завихрённости, более того, величина Ω_{Σ} получилась немного меньше относительно базового резонатора. Возможно, данный результат связан с тем, что для более точного разрешения мелкомасштабных вихревых структур требуется ещё меньший шаг по времени и пространству, чем используемый в расчёте. Также видно, что дальнейшее увеличение масштаба турбулизаторов привело к росту суммарной завихрённости. При этом направленность турбулизаторов средних масштабов слабо повлияла на изменение Ω_{Σ} , тогда как направленность крупномасштабных турбулизаторов оказала более сильное влияние на Ω_{Σ} , что вероятно связано с более заметным изменением в этом случае степени перфорации лицевой поверхности резонатора.

Оценка влияния турбулизаторов на поглощение звуковой энергии на основе натуральных экспериментов

По моделям, представленным на рис. 3, были изготовлены методом 3D-печати натурные образцы резонаторов для испытаний в интерферометре с нормальным падением волн (рис. 4). Как видно, натурные образцы имеют боковую стенку, кроме того, в каждый образец отдельно вставлялось с натягом плоское основание, также напечатанное на 3D-принтере. Данные особенности натуральных конструкций связаны с необходимостью минимизации акустических утечек, которые отмечались ранее при проведении испытаний образцов резонаторов авторами в других работах [12 – 14].

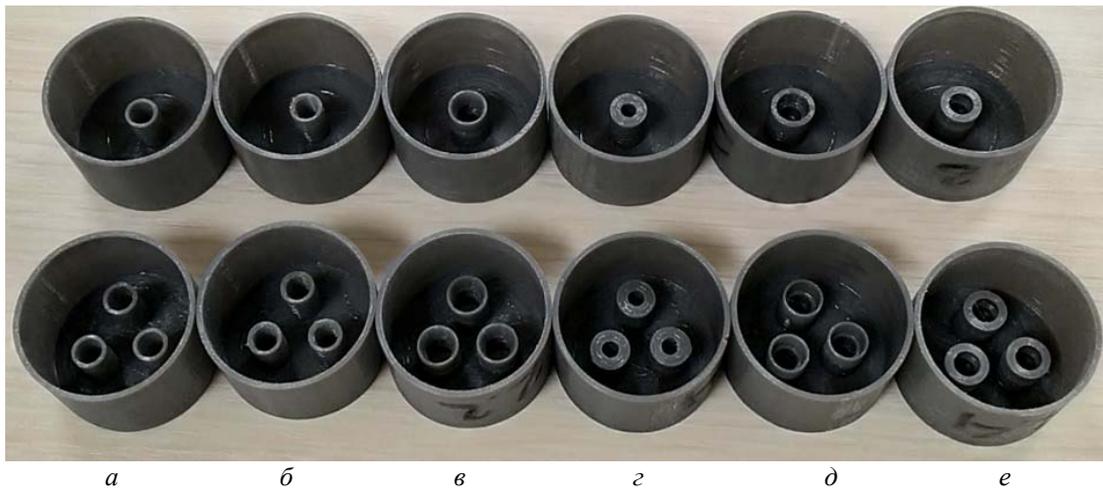


Рис. 4. Изготовленные образцы резонаторов:
а – без турбулизаторов; б – маломасштабные; в – среднемасштабные 1;
г – среднемасштабные 2; д – крупномасштабные 1; е – крупномасштабные 2

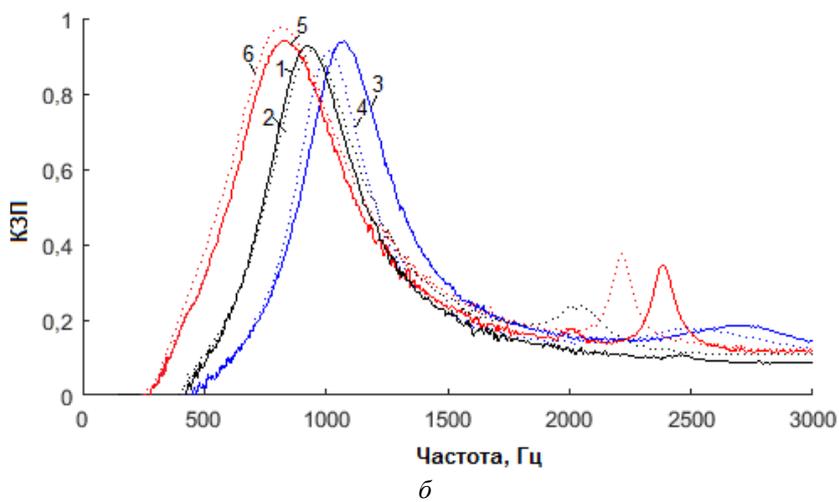
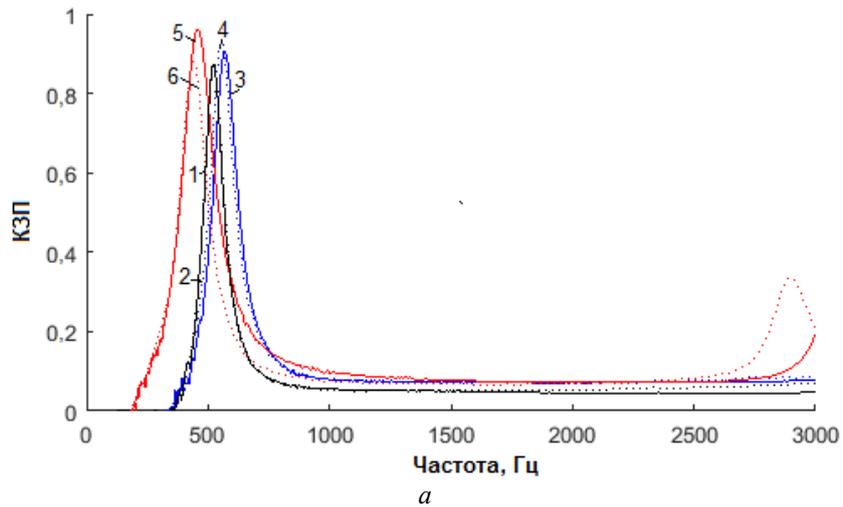


Рис. 5. Коэффициент звукопоглощения резонаторов:
а – резонатор с одной шейкой; б – резонатор с тремя шейками;
1 – без турбулизаторов; 2 – маломасштабные; 3 – среднемасштабные 1;
4 – среднемасштабные 2; 5 – крупномасштабные 1; 6 – крупномасштабные 2

Испытания резонаторов проводились в интерферометре нормального падения с диаметром канала 30 мм [15]. Для быстрого перекрытия всего частотного диапазона использовался сигнал «белый шум» длительностью 20 секунд с суммарным УЗД на поверхности резонатора 150 дБ. Результаты измерений обрабатывались методом передаточной функции [11] в диапазоне 200...3000 Гц, который актуален для ТРДД большой степени двухконтурности, т.к. в него попадают первые три наиболее энергонесущих гармоники шума вентилятора на режимах взлёта, набора высоты и посадки. На рис. 5 приведены полученные частотные зависимости коэффициента звукопоглощения (КЗП) для резонаторов с разными масштабами турбулизаторов.

Видно, что в случае резонаторов с одной шейкой наличие турбулизаторов немного увеличило коэффициент звукопоглощения относительно базового резонатора, причём эффект усиливается с увеличением масштаба турбулизаторов в рассматриваемом диапазоне частот. С ростом числа турбулизаторов при увеличении количества шеек в резонаторе до трёх увеличился прирост значений коэффициента звукопоглощения относительно случая с одной шейкой. Некоторое смещение пиков основной резонансной частоты для разных вариантов турбулизаторов относительно друг друга объясняется геометрической погрешностью изготовленных образцов резонаторов, а также отличным друг от друга воздействием на концевую поправку по-разному турбулизированного течения. Возникновение вторичных резонансов возможно связано с определённым сочетанием глубины полости и низким процентом перфорации резонатора (подобные эффекты ранее наблюдались при экспериментах в [15 – 17]), и требует дополнительного исследования. Увеличение широкополосности основного резонансного пика нельзя однозначно связывать с увеличением масштаба турбулизаторов, т.к. в рассмотренных случаях немного отличался процент перфорации резонаторов, а как видно, например, из [16; 17], увеличение процента перфорации ведёт к увеличению широкополосности резонансного пика. Также отметим, что затруднительно сделать однозначный вывод о влиянии направленности турбулизаторов на коэффициент звукопоглощения, т.к. в каких-то диапазонах частот он увеличился, а в каких-то уменьшился.

Заключение

Проведены исследования влияния турбулизаторов, расположенных на внутренней поверхности удлиненной шейки низкочастотного резонатора, на коэффициент звукопоглощения при высоких уровнях звукового давления. Отмечено возрастание коэффициента звукопоглощения с увеличением масштаба турбулизаторов. Данный эффект объясняется увеличением турбулизации течения, что было подтверждено расчётами суммарной завихрённости на основе численного моделирования распространения звука в импедансной трубе с присоединенным к ней резонатором. В целом из-за небольшого размера сечения канала импедансной трубы, не позволяющего разместить большое количество турбулизаторов в резонаторе, эффект увеличения коэффициента звукопоглощения оказался слабым. Поэтому для получения более значимого вклада турбулизаторов в звукопоглощение требуется проведение дальнейших исследований на более масштабных конструкциях.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 24-72-00037, <https://rscf.ru/project/24-72-00037/>.

Библиографический список

1. Ingard U. On the theory and design of acoustic resonators // The Journal of the Acoustical Society of America. 1953. V. 25, Iss. 6. P. 1037-1061. DOI: 10.1121/1.1907235
2. Sugimoto R., Astley J., Murray P. Low frequency liners for turbofan engines // Proceedings of 20th International Congress on Acoustics (August, 23-27, 2010, Sydney, Australia).
3. Tang S.K., Ng C.H., Lam E.Y.L. Experimental investigation of the sound absorption performance of compartmented Helmholtz resonators // Applied Acoustics. 2012. V. 73, Iss. 9. P. 969-976. DOI: 10.1016/j.apacoust.2012.03.016
4. Al Jahdali R., Wu Y. Coupled resonators for sound trapping and absorption // Scientific Reports. 2018. V. 8. DOI: 10.1038/s41598-018-32135-5
5. Selamat A., Lee I. Helmholtz resonator with extended neck // Journal of the Acoustical Society of America. 2003 V. 113, Iss. 4. P. 1975-1985. DOI: 10.1121/1.1558379
6. Li D.K., Chang D.Q., Liu B.L. Enhancing the low frequency sound absorption of a perforated panel by parallel-arranged extended tubes // Applied Acoustics. 2016. V. 102. P. 126-132. DOI: 10.1016/j.apacoust.2015.10.001
7. Huang S., Fang X., Wang X., Assouar B., Cheng Q., Li Y. Acoustic perfect absorbers via Helmholtz resonators with embedded apertures // Journal of the Acoustical Society of America. 2019. V. 145, Iss. 1. P. 254-262. DOI: 10.1121/1.5087128
8. Yang C., Zhang P., Sack S., Abom M. Low frequency duct noise control using extended tube liners // AIAA Aviation 2020 Forum (June, 15-19, 2020, Virtual). 2020. DOI: 10.2514/6.2020-2615
9. Gautam A., Celik A., Azarpeyvand M. An investigation on neck extensions for single and multidegree of freedom acoustic Helmholtz resonators // AIAA Aviation 2021 Forum (August, 2-6, 2021, Virtual). 2021. DOI: 10.2514/6.2021-2206
10. Papadakis N.M., Stavroulakis G.E. Tunable Helmholtz resonators using multiple necks // Micromachines. 2023. V. 14, Iss. 10. DOI: 10.3390/mi14101932
11. ISO 10534-2; Acoustics – Determination of Sound Absorption Coefficient and Impedance in Impedance Tubes. Part 2: Transfer Function Method. ISO: Geneva, Switzerland, 1996.
12. Кустов О.Ю., Храмцов И.В. Оценка точности определения акустических характеристик образцов резонансных ЗПК при их экспериментальных исследованиях // Материалы Пятой Всероссийской конференции молодых учёных и специалистов «Акустика среды обитания (АСО-2020)» (24 апреля 2020 г., Москва). Москва: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020. С. 123-130.
13. Khrantsov I.V., Kustov O.Y., Palchikovskiy V.V. Determination of acoustic characteristics of full-scale sample of single-layered honeycomb liner based on numerical simulation // Akustika. 2019. V. 32. P. 182-188. DOI: 10.36336/akustika201932182
14. Кустов О.Ю., Аликин Д.С., Попова Е.А., Юсупова Д. Р. Сравнение технологий аддитивного и промышленного производства тестовых образцов звукопоглощающих конструкций авиационных двигателей // Дневник науки. 2022. № 3 (63).
15. Кустов О.Ю., Пальчиковский В.В. Интерферометр для высоких уровней акустического давления // Материалы XVI Всероссийской научно-технической конференции «Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации - 2015» (17-18 ноября 2015 г., Пермь). Пермь: Издательство Пермского национального исследовательского политехнического университета, 2015. С. 157-160.
16. Аношкин А.Н., Захаров А.Г., Городкова Н.А., Чурсин В.А. Расчётно-экспериментальные исследования резонансных многослойных звукопоглощающих конструкций // Вестник Пермского национального исследовательского

политехнического университета. Механика. 2015. № 1. С. 5-20.
DOI: 10.15593/perm.mech/2015.1.01

17. Кустов О.Ю. О влиянии геометрических погрешностей при создании 3D-образцов ЗПК на их акустические характеристики // Научно-технический вестник Поволжья. 2018. № 8. С. 21-23.

ASSESSMENT OF THE INFLUENCE OF TURBULATORS IN THE NECK OF A LOW FREQUENCY RESONATOR ON ITS ACOUSTIC CHARACTERISTICS

© 2025

O. Yu. Kustov Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems;
Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation;
kustovou@yandex.ru

V. V. Palchikovskiy Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems;
Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation;
vvpal@bk.ru

I. V. Khramtsov Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems;
Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation;
igorhrs92@mail.ru

A. A. Kuznetsov Assistant Professor, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems;
Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation;
sasha5352@yandex.ru

The work considers low-frequency resonators with an extended neck and turbulators of different sizes, that make up a set of additional faces located on the inner surface of the resonator neck. The main goal of the work is to assess how strongly these structural elements influence the turbulization of the flow when a wave with a high sound pressure level falls on the resonator and, thereby, the dissipation of sound energy by the resonator. The studies were carried out under conditions of wave incidence normal to the front surface of the resonator. A qualitative assessment was carried out on the basis of numerical simulation of physical processes in a non-stationary formulation in an axisymmetric resonator. Quantitative assessment was based on full-scale measurements of resonators with turbulators of different sizes in a normal incidence impedance tube. The obtained results showed that for the considered variants of turbulators, an increase in their size leads to an increase in the total vorticity of the flows, and also increases the sound absorption coefficient.

Acoustic liner; low-frequency resonator; turbulator; sound absorption coefficient; normal incidence impedance tube

Citation: Kustov O.Yu., Palchikovskiy V.V., Khramtsov I.V., Kuznetsov A.A. Assessment of the influence of turbulators in the neck of a low frequency resonator on its acoustic characteristics. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 2. P. 159-169. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-159-169

References

1. Ingard U. On the theory and design of acoustic resonators. *The Journal of the Acoustical Society of America*. 1953. V. 25, Iss. 6. P. 1037-1061. DOI: 10.1121/1.1907235
2. Sugimoto R., Astley J., Murray P. Low frequency liners for turbofan engines. *Proceedings of 20th International Congress on Acoustics (August, 23-27, 2010, Sydney, Australia)*.

3. Tang S.K., Ng C.H., Lam E.Y.L. Experimental investigation of the sound absorption performance of compartmented Helmholtz resonators. *Applied Acoustics*. 2012. V. 73, Iss. 9. P. 969-976. DOI: 10.1016/j.apacoust.2012.03.016
4. Al Jahdali R., Wu Y. Coupled resonators for sound trapping and absorption. *Scientific Reports*. 2018. V. 8. DOI: 10.1038/s41598-018-32135-5
5. Selamat A., Lee I. Helmholtz resonator with extended neck. *Journal of the Acoustical Society of America*. 2003 V. 113, Iss. 4. P. 1975-1985. DOI: 10.1121/1.1558379
6. Li D.K., Chang D.Q., Liu B.L. Enhancing the low frequency sound absorption of a perforated panel by parallel-arranged extended tubes. *Applied Acoustics*. 2016. V. 102. P. 126-132. DOI: 10.1016/j.apacoust.2015.10.001
7. Huang S., Fang X., Wang X., Assouar B., Cheng Q., Li Y. Acoustic perfect absorbers via Helmholtz resonators with embedded apertures. *Journal of the Acoustical Society of America*. 2019. V. 145, Iss. 1. P. 254-262. DOI: 10.1121/1.5087128
8. Yang C., Zhang P., Sack S., Abom M. Low frequency duct noise control using extended tube liners. *AIAA Aviation 2020 Forum (June, 15-19, 2020, Virtual)*. 2020. DOI: 10.2514/6.2020-2615
9. Gautam A., Celik A., Azarpeyvand M. An investigation on neck extensions for single and multidegree of freedom acoustic Helmholtz resonators. *AIAA Aviation 2021 Forum (August, 2-6, 2021, Virtual)*. 2021. DOI: 10.2514/6.2021-2206
10. Papadakis N.M., Stavroulakis G.E. Tunable Helmholtz resonators using multiple necks. *Micromachines*. 2023. V. 14, Iss. 10. DOI: 10.3390/mi14101932
11. ISO 10534-2; Acoustics – Determination of Sound Absorption Coefficient and Impedance in Impedance Tubes. Part 2: Transfer Function Method. ISO: Geneva, Switzerland, 1996.
12. Kustov O.Yu., Khramtsov I.V. Otsenka tochnosti opredeleniya akusticheskikh kharakteristik obraztsov rezonansnykh ZPK pri ikh eksperimental'nykh issledovaniyakh. *Materialy Pyatoy Vserossiyskoy Konferentsii Molodykh Uchenykh i Spetsialistov «Akustika Sredy Obitaniya (ASO-2020)» (April, 24, 2020, Moscow)*. Moscow: Bauman Moscow State Technical University, 2020. P. 123-130. (In Russ.)
13. Khramtsov I.V., Kustov O.Y., Palchikovskiy V.V. Determination of acoustic characteristics of full-scale sample of single-layered honeycomb liner based on numerical simulation. *Akustika*. 2019. V. 32. P. 182-188. DOI: 10.36336/akustika201932182
14. Kustov O.Yu., Alikin D.S., Popova E.A., Yusupova D.R. Comparison of technologies of additive and industrial production of test samples of sound-absorbing structures of aircraft engines. *Dnevnik Nauki*. 2022. No. 3 (63). (In Russ.)
15. Kustov O.Yu., Palchikovskiy V.V. Interferometr dlya vysokikh urovney akusticheskogo davleniya. *Materialy XVI Vserossiyskoy Nauchno-Tekhnicheskoy Konferentsii «Aerokosmicheskaya Tekhnika, Vysokie Tekhnologii i Innovatsii - 2015» (November, 17-18, 2015, Perm)*. Perm: Perm National Research Polytechnic University Publ., 2015. P. 157-160. (In Russ.)
16. Anoshkin A.N., Zakharov A.G., Gorodkova N.A., Chursin V.A. Computational and experimental studies of resonance sound-absorbing multilayer structures. *PNRPU Mechanics Bulletin*. 2015. No. 1. P. 5-20. (In Russ.). DOI: 10.15593/perm.mech/2015.1.01
17. Kustov O.Yu. Influence of geometric errors on acoustical characteristics of the liner samples produced by 3D-printing technology. *Scientific and Technical Volga Region Bulletin*. 2018. No. 8. P. 21-23. (In Russ.)

РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАЧАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ ДВИЖЕНИЯ ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ, ВЗАИМОДЕЙСТВУЮЩИХ С ПРИЗЕМНЫМ ВИХРЕМ

© 2025

Е. В. Нескоромный кандидат технических наук, доцент кафедры авиационных двигателей;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил
«Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского
и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
neskor80@yandex.ru

С. А. Бороздин кандидат технических наук, преподаватель кафедры авиационных
двигателей;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил
«Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского
и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
borozdin4@yandex.ru

А. И. Евдокимов доктор технических наук, профессор, главный специалист отдела
конструкторско-технологического перспективных проектов;
филиал акционерного общества «Объединённая двигателестроительная
корпорация» Научно-исследовательский институт технологии
и организации производства двигателей, г. Москва;
evdokimov@uecrus.com

Разработан экспериментальный способ, который позволяет получить кинематические параметры частицы, движущейся в воздушном потоке, соударяющейся при этом с поверхностью аэродрома. Описана экспериментальная установка и методика проведения эксперимента, приведены основные результаты в виде плотности и функции распределения углов падения и отражения для случая соударения частиц гранита с фрагментом аэродромной плиты. Полученные статистические характеристики являются исходными данными для моделирования процесса попадания посторонних предметов на вход в силовую установку.

Газотурбинный двигатель; посторонний предмет; кинематические параметры; статистические характеристики; эксперимент; числовые характеристики; случайная величина

Цитирование: Нескоромный Е.В., Бороздин С.А., Евдокимов А.И. Расчётно-экспериментальный способ определения начальных условий движения посторонних предметов, взаимодействующих с приземным вихрем // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 2. С. 170-180. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-170-180

Введение

Наиболее важным элементом летательного аппарата (ЛА) является силовая установка (СУ), в том числе входящий в её состав авиационный двигатель. Одним из факторов, определяющим безотказность воздушного судна (ВС), является надёжность авиационного двигателя. Исходя из анализа статистических данных, представленных в работе [1], негативное влияние на показатели надёжности авиационной техники (АТ), в том числе газотурбинного двигателя (ГТД), оказывает засорённость аэродромов, обусловленная значительным количеством твёрдых неорганических предметов, находящихся на поверхности лётного поля. При движении ЛА по аэродрому возможен заброс посторонних предметов (ПП) на вход в СУ. Это ведёт к соударению ПП с элементами СУ и возможному их повреждению, как правило, лопастей воздушных винтов (ВВ), рабочих лопаток вентилятора или первых ступеней осевого компрессора [2] (рис. 1).

В случае повреждения, недопустимого для дальнейшей эксплуатации, ГТД под-лежит съёму, что негативно сказывается на таком показателе надёжности, как наработка на преждевременный съём двигателя (ПСД) [3] и, соответственно, ведёт к её снижению.



Рис. 1. Повреждение элементов силовой установки посторонними предметами:
а – повреждение лопасти воздушного винта силовой установки с турбовинтовым двигателем;
б – повреждение корпуса турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой сгорания;
в – повреждение рабочих лопаток турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой сгорания

Постановка задачи

Анализ работ по данной тематике [1; 2; 4; 5] позволяет выделить следующие способы заброса ПП: заброс приземным вихрем; заброс реверсивными струями на пробеге; заброс реактивными струями при взлёте группы ЛА; вылет из-под колёс шасси.

Для определения показателей надёжности элементов СУ разработаны модели и методики [1 – 6], учитывающие способ заброса ПП. В качестве начальных условий в них используются параметры компоновки ЛА, режим работы двигателей, ветровой режим, параметры аэродрома, параметры и характеристики ПП. К параметрам ПП относятся: масса ПП $m_{\text{ПП}}$, материал ПП $\rho_{\text{ПП}}$, размер ПП $d_{\text{ПП}}$, коэффициент аэродинамического сопротивления $C_{x_{\text{ПП}}}$. В работе [1] в качестве параметров, описывающих свойства ПП при соударении с преградой, представлены: коэффициент восстановления k , относительный угол отражения $\bar{\alpha}$, коэффициент «похожести» реальной частицы на частицу правильной геометрической формы k и т.д. Автор уделил значительное внимание соударению ПП с движущейся поверхностью, а именно рабочей лопаткой (РЛ) рабочего колеса (РК) компрессора низкого давления (КНД) ГТД.

В работе [7] представлены статистические характеристики аэродинамических параметров ПП, учитывающие случайный характер формы частицы аэродромной засорённости, встречающейся в эксплуатации.

Однако анализ работ по данной тематике позволяет утверждать, что движение ПП по поверхности аэродрома при взаимодействии с воздушным потоком, индуцируемым приземным вихрем или реактивными струями, недостаточно изучено.

Так как ПП, встречающийся в условиях эксплуатации, обладает неправильной формой, а аэродром имеет шероховатую поверхность, то частица при перемещении периодически встречается с препятствиями. Это ведёт к соударению ПП с препятствиями и произвольному изменению вектора его скорости.

В настоящее время отсутствуют статистические характеристики кинематических параметров ПП, движущегося в воздушном потоке при его взаимодействии с поверхностью аэродрома, а именно, математическое ожидание, плотность и функция распределения следующих параметров: угла падения ПП $\alpha_{\text{ПП}}$, угла отскока (отражения) ПП $\beta_{\text{ПП}}$, коэффициента восстановления k .

Определение кинематических параметров ПП, взаимодействующих с воздушным потоком, индуцируемым СУ, предполагает проведение натурного эксперимента. Суть эксперимента заключается в воздействии воздушного потока на ПП, находящиеся на поверхности аэродрома, и фиксации их траектории. Полученные данные позволяют определить кинематические параметры ПП, взаимодействующих с воздушным потоком, индуцируемым СУ.

Экспериментальное определение кинематических параметров посторонних предметов

Проведение натурных исследований предполагается на стенде для определения кинематических параметров ПП, взаимодействующих с воздушным потоком, индуцируемым авиационной СУ (рис. 2).

Конструкция стенда представляет собой вентилятор (рис. 2, а), предназначенный для создания невозмущённого потока, и сварной металлический стол 1 (рис. 2, б). К основанию стола методом сварного соединения прикреплены четыре ножки 2, оснащённые механизмами регулирования высоты. Внутренняя полость сварного стола заполнена бетонной смесью, армированной металлическими стержнями, размещёнными параллельно основанию стенда под углом 90° друг к другу. Поверхность бетона, имитирующая аэродромную плиту 3, выполнена в виде ромбовидных выступов, ориентированных наибольшей диагональю параллельно координатной оси Ox . Для нанесения рельефа использован трафарет (рис. 2, в). Конструктивно трафарет представляет собой пластину, изготовленную методом 3D-печати, с выступами, зеркально отображающими углубления аэродромной плиты ПАГ-14.

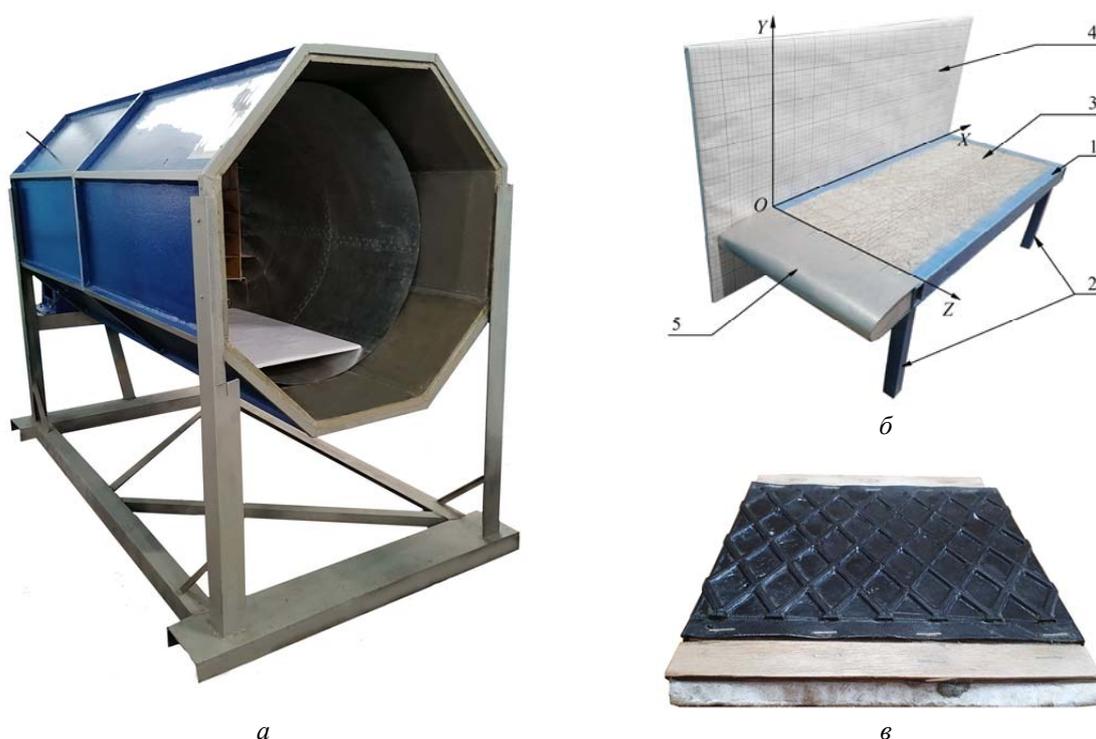


Рис. 2. Стенд для определения кинематических параметров посторонних предметов, взаимодействующих с воздушным потоком, индуцируемым авиационной силовой установкой:
а – вентилятор;
б – внешний вид стола (1 – стол сварной металлический; 2 – ножки регулируемые; 3 – имитатор поверхности аэродрома; 4 – щит с бумагой масштабной координатной; 5 – носок обтекателя);
в – трафарет для нанесения рельефа поверхности аэродромной плиты ПАГ-14

Для определения координаты ПП в плоскости XOY (рис. 2, б) перпендикулярно основанию стенда смонтирована координатная плоскость 4. Для определения координаты ПП в плоскости XOZ на поверхности, имитирующей аэродромную плиту ПАГ-14, нанесена координатная сетка. Для обеспечения плавного, безотрывного обтекания поверхности воздушным потоком к передней части основания стенда установлен обтекатель 5 оживальной формы. Геометрические параметры стенда представлены в табл. 1. Размеры стенда позволяют размещать его в рабочей области аэродинамической трубы.

Таблица 1. Параметры стенда для определения кинематических параметров посторонних предметов, взаимодействующих с воздушным потоком, индуцируемым авиационной силовой установкой

Параметр	Значение, м
Длина стенда	0,87
Ширина стенда	0,33
Высота стенда	0,55
Длина поверхности, имитирующей взлётно-посадочную полосу	0,72
Ширина поверхности, имитирующей взлётно-посадочную полосу	0,29
Длина координатной плоскости	0,87
Высота координатной плоскости	0,48

Одним из требований при проведении экспериментальных исследований является обеспечение критериев подобия. Геометрическое подобие достигается за счёт:

- имитации поверхности аэродрома (в качестве прототипа используется аэродромная плита ПАГ-14 с рисунком рельефа в масштабе 1:1);
- применении ПП, размер и материал которых соответствует частицам, встречающимся в условиях эксплуатации и используемым для изготовления аэродромных плит.

Кинематическое подобие достигается за счёт:

- обеспечения скорости невозмущённого потока, соответствующей скорости потока воздуха, индуцируемого приземным вихрем или реактивной струёй;
- обеспечения плавного, безотрывного обтекания поверхности, имитирующей аэродромную плиту ПАГ-14, за счёт применения обтекателя оживальной формы (в качестве формы обтекателя выбран носок авиационного профиля № V-16 (16%) [8]).

В качестве критерия подобия выбрано число Рейнольдса Re , которое при эксперименте составляет $Re_{\text{экс}} \approx 2,8 \cdot 10^3$, т.е. $Re_{\text{экс}} > Re_{\text{кр}}$. Таким образом, эксперимент проводится в автомодельной области по Re . Проведение эксперимента предполагает выполнение этапов алгоритма методики, представленного на рис. 3. В качестве исходных данных задаются: $m_{\text{ПП}}$ – масса ПП, кг; $\rho_{\text{ПП}}$ – плотность ПП, кг/м³; $N_{\text{ПП}}$ – количество ПП, подвергаемых исследованию, шт.; U_{∞} – начальная скорость невозмущённого потока, м/с. Посторонние предметы, заранее откалиброванные по массе и материалу, размещаются на поверхности стенда, имитирующей взлётно-посадочную полосу, в одну линию перпендикулярно направлению невозмущённого потока около обтекателя.

После включения устройства нагнетания происходит увеличение скорости невозмущённого потока U_{∞} до момента начала движения ПП, которое происходит, когда аэродинамическая сила $X_{a \text{ ПП}}$, действующая на частицу, преодолет силу трения скольжения $F_{\text{тр ск}}$.

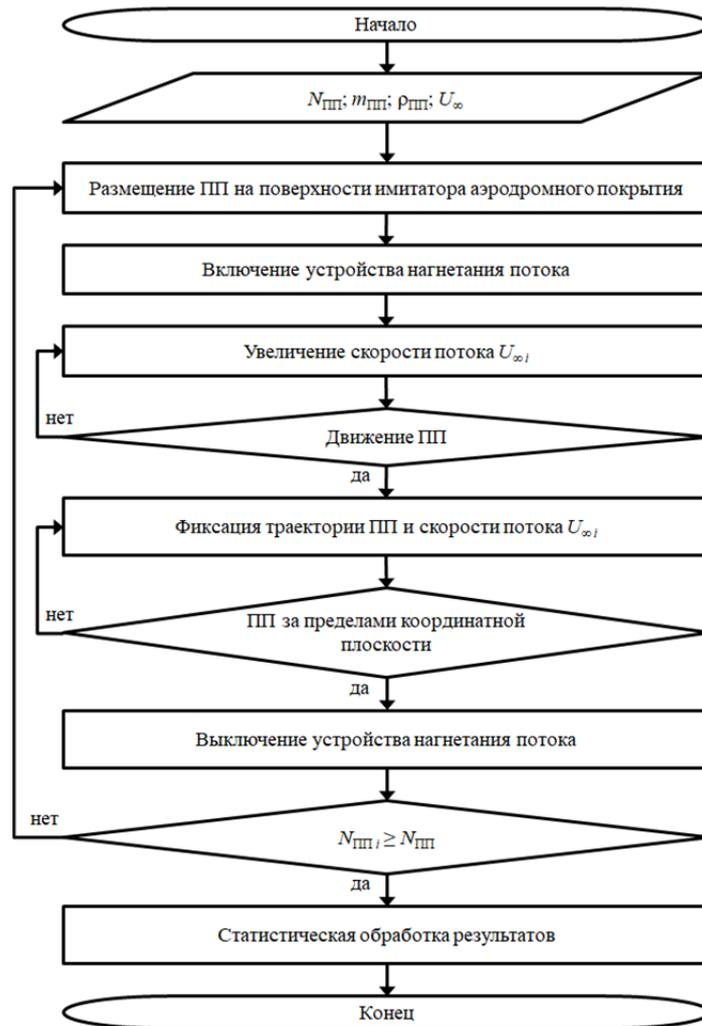


Рис. 3. Алгоритм методики определения статистических характеристик кинематических параметров посторонних предметов, взаимодействующих с воздушным потоком, индуцируемым силовой установкой

В работе проведено исследование 266 ПП из гранита массой $m_{\text{ПП}} = 7 \cdot 10^{-5}$ кг, так как частица с указанными параметрами при соударении с РЛ турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой сгорания способна нанести повреждение, недопустимое для дальнейшей эксплуатации. Изменение скорости невозмущённого потока U_{∞} в процессе эксперимента составило от 0 м/с до 14 м/с.

Движение ПП фиксируется на высокоскоростную видеокамеру с целью дальнейшей обработки изображений и анализа траектории движения частицы.

Определение статистических характеристик кинематических параметров посторонних предметов, взаимодействующих с приземным вихрем

В результате экспериментального определения кинематических параметров ПП получено распределение угла падения $\alpha_{\text{ПП}}$ (рис. 4) и угла отражения $\beta_{\text{ПП}}$ (рис. 5) частиц гранитного щебня массой $m_{\text{ПП}} = 7 \cdot 10^{-5}$ кг при соударении с имитатором поверхности аэродрома.

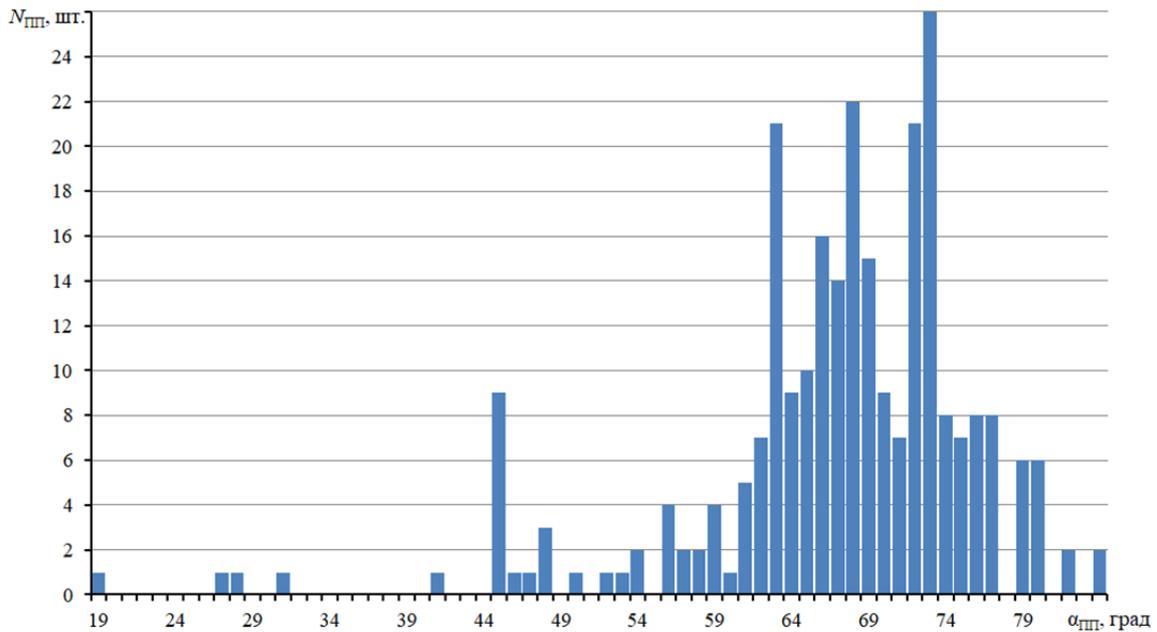


Рис. 4. Распределение угла падения $\alpha_{\text{ПП}}$ постороннего предмета из гранита массой $m_{\text{ПП}} = 7 \cdot 10^{-5}$ кг

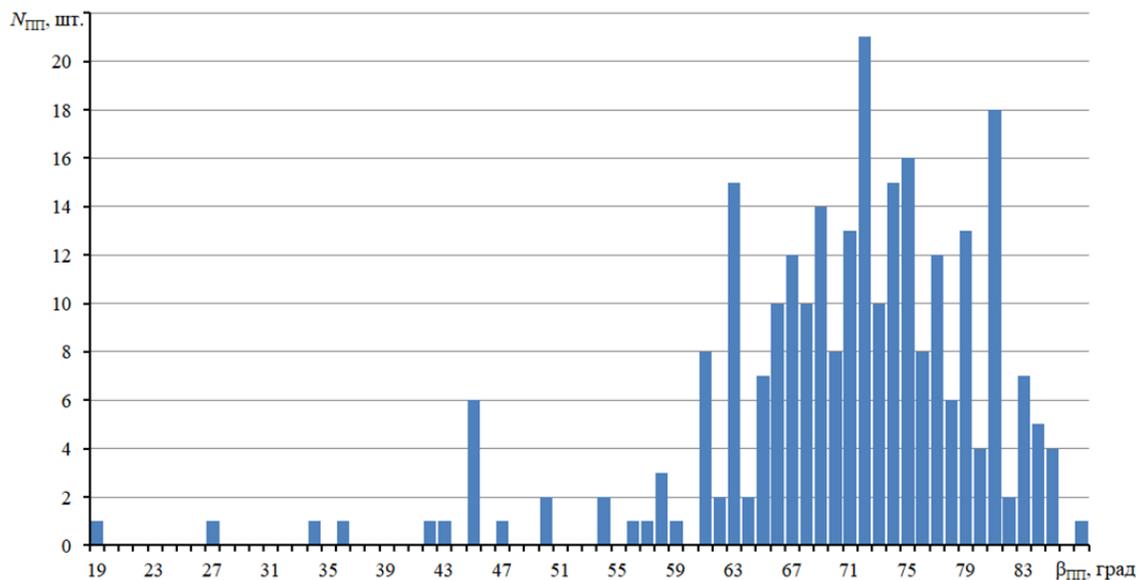


Рис. 5. Распределение угла отражения $\beta_{\text{ПП}}$ постороннего предмета из гранита массой $m_{\text{ПП}} = 7 \cdot 10^{-5}$ кг

На основе полученных экспериментальным путём статистических данных определены числовые характеристики случайной величины:

- математическое ожидание $m_{\alpha_{\text{ПП}}}$, дисперсия $D_{\alpha_{\text{ПП}}}$ и среднее квадратическое отклонение (СКО) $\sigma_{\alpha_{\text{ПП}}}$ угла падения ПП;

- математическое ожидание $m_{\beta_{\text{ПП}}}$, дисперсия $D_{\beta_{\text{ПП}}}$ и СКО $\sigma_{\beta_{\text{ПП}}}$ угла отражения ПП.

Принято допущение, что угол падения ПП $\alpha_{\text{ПП}}$ и угол отражения ПП $\beta_{\text{ПП}}$ являются дискретными случайными величинами. Для определения математического ожидания данных случайных величин использованы формулы [9]:

$$m_{\alpha_{\text{ПП}}} = \sum_{i=1}^n \alpha_{\text{ПП}i} p_i ,$$
$$m_{\beta_{\text{ПП}}} = \sum_{i=1}^n \beta_{\text{ПП}i} p_i ,$$

где $\alpha_{\text{ПП}i}$ – возможное значение угла падения ПП в i -ом эксперименте; $\beta_{\text{ПП}i}$ – возможное значение угла отражения ПП в i -ом эксперименте; p_i – вероятность появления соответствующего значения угла падения ПП в i -ом эксперименте.

Дисперсии угла падения ПП $D_{\alpha_{\text{ПП}}}$ и угла отражения ПП $D_{\beta_{\text{ПП}}}$ определяются по формулам [9]:

$$D_{\alpha_{\text{ПП}}} = \sum_{i=1}^n (\alpha_{\text{ПП}i} - m_{\alpha_{\text{ПП}}})^2 p_i ;$$
$$D_{\beta_{\text{ПП}}} = \sum_{i=1}^n (\beta_{\text{ПП}i} - m_{\beta_{\text{ПП}}})^2 p_i .$$

Для нахождения СКО угла падения и угла отражения применены следующие формулы:

$$\sigma_{\alpha_{\text{ПП}}} = \sqrt{D_{\alpha_{\text{ПП}}}} ;$$
$$\sigma_{\beta_{\text{ПП}}} = \sqrt{D_{\beta_{\text{ПП}}}} .$$

Так, при заданных условиях эксперимента математическое ожидание угла падения ПП составляет $m_{\alpha_{\text{ПП}}} = 66,8^\circ$, дисперсия угла падения ПП $D_{\alpha_{\text{ПП}}} = 88,8^{\circ 2}$, СКО угла падения ПП $\sigma_{\alpha_{\text{ПП}}} = 9,4^\circ$. Математическое ожидание угла отражения ПП при тех же условиях составляет $m_{\beta_{\text{ПП}}} = 70,5^\circ$, дисперсия угла отражения ПП $D_{\beta_{\text{ПП}}} = 98,9^{\circ 2}$, СКО угла отражения ПП $\sigma_{\beta_{\text{ПП}}} = 9,9^\circ$.

Анализ зависимостей (рис. 4, 5) позволяет сделать предположение, что распределение угла падения $\alpha_{\text{ПП}}$ и угла отражения $\beta_{\text{ПП}}$ ПП подчинено смещённому нормальному закону.

Представим статистические ряды в виде интервальных с шагом 3 градуса. Проверка полученных выборок случайной величины на соответствие нормальному закону распределения выполнена по критерию согласия Пирсона при уровне значимости $p = 0,05$. Для угла падения ПП $\alpha_{\text{ПП}}$ значение границы правосторонней критической области составляет $K_{\text{кр}} = 84,82$, а наблюдаемое значение статистики Пирсона – $K_{\text{н}} = 0$. Для угла отражения ПП $\beta_{\text{ПП}}$ значение границы правосторонней критической области составляет $K_{\text{кр}} = 31,41$, а наблюдаемое значение статистики Пирсона – $K_{\text{н}} = 0$. Следо-

вательно, предположение о том, что данные выборки случайной величины угла падения ПП $\alpha_{ПП}$ и угла отражения ПП $\beta_{ПП}$ имеют нормальное распределение, справедливо.

В результате проведения расчётно-экспериментального исследования получены плотности распределения углов падения $f(\alpha_{ПП})$ и отражения $f(\beta_{ПП})$ (рис. 6, а), а также функции распределения углов падения $F(\alpha_{ПП})$ и отражения $F(\beta_{ПП})$ (рис. 6, б) ПП из гранита массой для $m_{ПП} = 7 \cdot 10^{-5}$ кг.

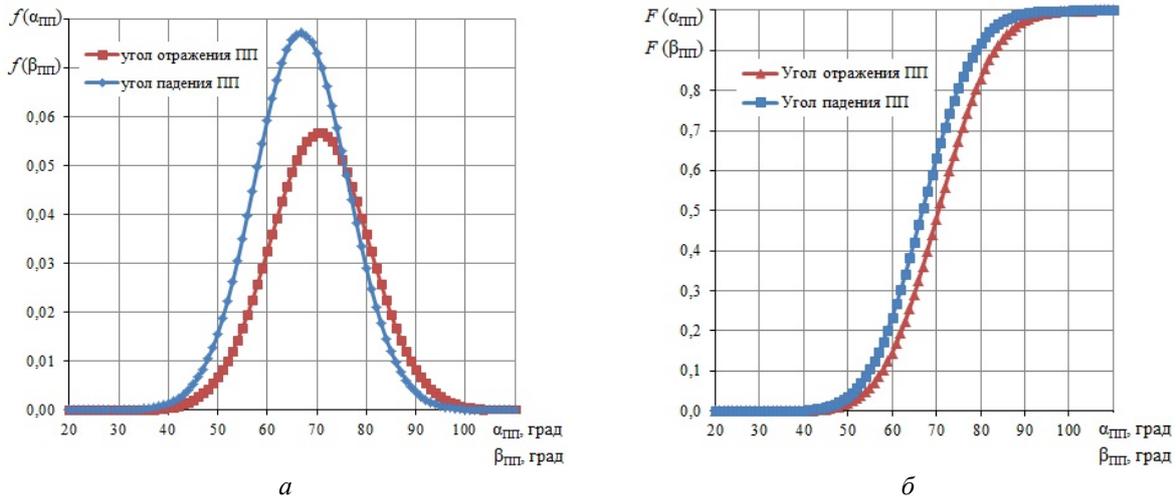


Рис. 6. Статистические характеристики углов падения $\alpha_{ПП}$ и отражения $\beta_{ПП}$ постороннего предмета, движущегося в воздушном потоке при его взаимодействии с поверхностью аэродрома:
а – плотность распределения; б – функция распределения

Зависимости плотности $f(\alpha_{ПП})$ (рис. 6, а) распределения угла падения ПП и функции $F(\alpha_{ПП})$ (рис. 6, б) распределения угла падения ПП описываются выражениями:

$$f(\alpha_{ПП}) = 0,29 \frac{1}{9,42\sqrt{2\pi}} e^{-\left(\frac{\alpha_{ПП} + 66,83}{177,5}\right)^2}; \quad (1)$$

$$F(\alpha_{ПП}) = \frac{1}{2} \left[1 + \operatorname{erf} \left(\frac{\alpha_{ПП} - 66,8}{13,3} \right) \right]. \quad (2)$$

Зависимости плотности $f(\beta_{ПП})$ (рис. 6, а) распределения угла отражения ПП и функции $F(\beta_{ПП})$ (рис. 6, б) распределения угла отражения ПП описываются выражениями:

$$f(\beta_{ПП}) = 0,225 \frac{1}{9,94\sqrt{2\pi}} e^{-\left(\frac{\beta_{ПП} + 70,5}{197,6}\right)^2}; \quad (3)$$

$$F(\beta_{ПП}) = \frac{1}{2} \left[1 + \operatorname{erf} \left(\frac{\beta_{ПП} - 70,5}{14} \right) \right]. \quad (4)$$

Полученные значения математического ожидания угла падения $m_{\alpha_{\text{III}}}$ и угла отражения $m_{\beta_{\text{III}}}$ ПП позволяют определить коэффициент восстановления k по формуле [10]:

$$k = \frac{\text{tg } \alpha_{\text{III}}}{\text{tg } \beta_{\text{III}}}.$$

Соударение ПП с имитатором поверхности аэродрома является косым ударом о неподвижную преграду. При этом величину коэффициента восстановления k можно считать зависящей только от материала соударяющихся тел [10]. Таким образом, для ПП из гранита, взаимодействующих с бетонным покрытием аэродрома, коэффициент восстановления составляет $k \approx 0,83$. Так как $k < 1$, то удар является упругим, следовательно, часть механической энергии ПП уходит на нагревание и сообщение частице остаточных деформаций, выражающихся в её постепенном разрушении.

Заключение

Проведён анализ работ, направленных на определение показателей надёжности авиационных силовых установок при воздействии посторонних предметов, находящихся на поверхности аэродрома. Выделены основные способы заброса постороннего предмета на вход в силовую установку. Определены параметры компоновки летательного аппарата, силовой установки, ветрового режима, засорённости аэродрома, а также частиц аэродромной засорённости, необходимых в качестве начальных условий при моделировании движения постороннего предмета, взаимодействующего с приземным вихрем.

Выявлены недостатки моделей определения показателей надёжности силовой установки летательного аппарата, которые заключаются в отсутствии достоверных данных о начальных условиях движения постороннего предмета в воздушном потоке, индуцируемом работающей силовой установкой, а именно статистические характеристики кинематических параметров частицы, движущейся в воздушном потоке при её взаимодействии с поверхностью аэродрома.

Для определения статистических характеристик кинематических параметров посторонних предметов, взаимодействующих с потоком, индуцируемым силовой установкой самолёта, предложен расчётно-экспериментальный способ, который заключается во введении частицы аэродромной засорённости в воздушный поток и фиксации её траектории при движении в потоке и при соударении с поверхностью аэродрома. Полученные результаты в виде координат частиц являются исходными данными для дальнейшего статистического анализа и определения статистических характеристик.

Представлены результаты апробации предложенного способа. Получены значения числовых характеристик случайной величины угла падения и угла отражения постороннего предмета. На основании статистических данных определены плотность и функция распределения угла падения и угла отражения постороннего предмета. Анализ полученных зависимостей позволяет сделать вывод, что случайная величина подчинена смещённому нормальному закону распределения. Получен коэффициент восстановления, который свидетельствует, что соударение постороннего предмета с бетонным покрытием аэродрома является косым упругим ударом.

Библиографический список

1. Евдокимов А.И. Обоснование выбора эффективных систем защиты от повреждений посторонними предметами двигателей самолётов военного назначения. Дис. ... док. техн. наук. Москва, 1993. 520 с.
2. Комов А.А. Теоретические основы и технические решения для защиты авиационных двигателей от попадания твёрдых посторонних предметов с поверхности аэродрома. Дис. ... док. техн. наук. Москва, 2005. 400 с.
3. МО РФ. Федеральные авиационные правила инженерно-авиационного обеспечения государственной авиации (ФАП ИАО). Книга третья. <https://shop-5ocean.ru/upload/iblock/035/uxhalinev7trrgfu2inrajft3v2dxhcft.pdf>
4. Киренчев А.Г. Совершенствование методов организации технологических процессов обслуживания воздушных судов в ожидаемых условиях эксплуатации. Дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2020. 186 с.
5. Горский А.Н., Евдокимов А.И., Максимов Ю.Е. Моделирование движения посторонних предметов с поверхности аэродрома // Вестник академии наук и воздухоплавания. 2001. № 1. С. 15-17.
6. Давыдов А.А., Евдокимов А.И. Определение параметров защищённости двухдвигательных силовых установок самолётов от вихревого засасывания посторонних предметов // Сб. научно-методических материалов по конструкции и системам управления ГТД. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1995. С. 76-84.
7. Бороздин С.А., Нескоромный Е.В. Способ расчётно-экспериментального определения статистических характеристик коэффициента лобового сопротивления посторонних предметов // Вестник УГАТУ. 2023. Т. 27, № 4 (102). С. 3-12. DOI: 10.54708/19926502_2023_2741023
8. Справочник Авиационных Профилей. http://kipla.kai.ru/liter/Spravochnic_avia_profiley.pdf
9. Васильев В.Н., Житомирский Г.И. Вероятностные основы боевых авиационных комплексов. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1976. 164 с.
10. Тарг С.М. Краткий курс теоретической механики: учеб. для втузов. М.: Высшая школа, 2010. 416 с.

A COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL METHOD FOR DETERMINING THE INITIAL CONDITIONS OF MOTION OF FOREIGN OBJECTS INTERACTING WITH A SURFACE VORTEX

- E. V. Neskromnyy** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engines; Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation; neskor80@yandex.ru
- S. A. Borozdin** Candidate of Science (Engineering), Lecturer of the Department of Aircraft Engines; Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation; borozdin4@yandex.ru
- A. I. Yevdokimov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Chief Specialist of the Department of Design and Technological Advanced Projects; Branch of the Joint-Stock Company United Engine Corporation Scientific Research Institute of Technology and Organization of Engine Production, Moscow, Russian Federation; evdokimov@uecrus.com

An experimental method has been developed that makes it possible to obtain the kinematic parameters of a particle moving in an air stream, while colliding with the surface of an airfield. The experimental setup and methodology of the experiment are described, and the main results are presented in the form of the density and distribution function of the angles of incidence and reflection for the case of collision of granite particles with a fragment of an airfield slab. The obtained statistical characteristics are the initial data for modeling the process of ingress of foreign objects into the entrance to the power plant.

Gas turbine engine; foreign object; kinematic parameters; statistical characteristics; experiment; numerical characteristics; random variable

Citation: Neskromnyy E.V., Borozdin S.A., Yevdokimov A.I. A computational and experimental method for determining the initial conditions of motion of foreign objects interacting with a surface vortex. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 2. P. 170-180.
DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-170-180

References

1. Evdokimov A.I. *Obosnovanie vybora effektivnykh sistem zashchity ot povrezhdeniy postoronnimi predmetami dvigateley samoletov voennogo naznacheniya. Dis. ... dok. tekhn. nauk* [Justification of the choice of effective protection systems against damage by foreign objects to military aircraft engines. Thesis for a Doctor's Degree in Engineering Science]. Moscow, 1993. 520 p.
2. Komov A.A. *Teoreticheskie osnovy i tekhnicheskie resheniya dlya zashchity aviatsionnykh dvigateley ot popadaniya tverdykh postoronnikh predmetov s poverkhnosti aerodroma. Dis. ... dok. tekhn. nauk* [Theoretical foundations and engineering solutions for the protection of aircraft engines from the ingress of solid foreign objects from the surface of the airfield. Thesis for a Doctor's Degree in Engineering Science]. Moscow, 2005. 400 p.
3. *MO RF. Federal'nye aviatsionnye pravila inzhenerno-aviatsionnogo obespecheniya gosudarstvennoy aviatsii (FAP IAO). Kniga tret'ya* [Federal aviation regulations for engineering and aviation support of state aviation. Book three]. Available at: <https://shop-5ocean.ru/upload/iblock/035/yxalinev7trrgfu2inrajft3v2dxhcft.pdf>
4. Kirenchev A.G. *Sovershenstvovanie metodov organizatsii tekhnologicheskikh protsessov obsluzhivaniya vozdushnykh sudov v ozhidaemykh usloviyakh ekspluatatsii* [Improvement of methods of organization of technological processes of aircraft maintenance in anticipated operating conditions. Thesis for a Candidate Degree in Science (Engineering)]. Moscow, 2020. 186 p.
5. Gorskiy A.N., Evdokimov A.I., Maksimov Yu.E. Simulation of the movement of foreign objects from the surface of the airfield. *Vestnik Akademii Nauk i Vozdukhoplavaniya*. 2001. No. 1. P. 15-17. (In Russ.)
6. Davydov A.A., Evdokimov A.I. *Opreделение parametrov zashchishchennosti dvukhdvigatel'nykh silovykh ustanovok samoletov ot vikhrevogo zasasyvaniya postoronnikh predmetov. Sb. Nauchno-Metodicheskikh Materialov po Konstruktsii i Sistemam Upravleniya GTD*. Moscow: Zhukovsky Air Force Engineering Academy Publ., 1995. P. 76-84. (In Russ.)
7. Borozdin S.A., Neskromnyi E.V. Method to determine computationally and experimentally the statistical characteristics of the drag coefficient of foreign objects. *Vestnik UGATU*. 2023. V. 27, no. 4 (102). P. 3-12. (In Russ.). DOI: 10.54708/19926502_2023_2741023
8. *Spravochnik Aviatsionnykh Profiley* [Handbook of Aviation Profiles]. Available at: http://kipla.kai.ru/liter/Spravochnik_avia_profiley.pdf
9. Vasil'ev V.N., Zhitomirskiy G.I. *Veroyatnostnye osnovy boevykh aviatsionnykh kompleksov* [Probabilistic foundations of combat aircraft complexes]. Moscow: Zhukovsky Air Force Engineering Academy Publ., 1976. 164 p.
10. Targ S.M. *Kratkiy kurs teoreticheskoy mekhaniki: ucheb. dlya vtuzov* [A short course in theoretical mechanics. Textbook for technological higher education institutions]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 2010. 416 p.

НЕКОТОРЫЕ НОВЫЕ АСПЕКТЫ В ДИАГНОСТИКЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ПЛАНЕТАРНЫХ РЕДУКТОРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД

© 2025

- А. Е. Сундуков** кандидат технических наук, технический директор;
ООО «ПКФ «ТСК», г. Самара;
sunduckov@mail.ru
- Е. В. Шахматов** академик Российской академии наук, заведующий кафедрой
автоматических систем энергетических установок;
Самарский национальный исследовательский
университет имени академика С.П. Королёва;
shakhm@ssau.ru
- А. Н. Крючков** доктор технических наук, профессор, ведущий научный сотрудник
кафедры автоматических систем энергетических установок;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
kryuchkov.an@ssau.ru
- А. А. Иголкин** доктор технических наук, профессор, ведущий научный сотрудник
кафедры автоматических систем энергетических установок;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
igolkin.aa@ssau.ru

В результате выполненных экспериментальных и теоретических исследований получен ряд новых результатов, расширяющих возможности оценки технического состояния планетарных редукторов газотурбинных двигателей. Предложена имитационная модель вибрации пары «солнечная шестерня – сателлиты» при развитии износа боковых поверхностей зубьев, модель ширины спектральной линии зубцовой составляющей рассматриваемой зубчатой пары, а также модель ширины спектральной линии частоты вращения выходного вала редуктора в вибрационном процессе и сигнале штатного тахометрического датчика его вращения. Разработаны новые методы анализа динамических процессов. Разработанные математические модели, новые методы анализа динамических процессов и способы их реализации позволили предложить комплекс новых диагностических признаков износа зубьев и величины бокового зазора в зубчатом зацеплении. Даны рекомендации по назначению норм на разработанные диагностические признаки.

Газотурбинный двигатель; планетарный редуктор; износ зубьев; боковой зазор; новые методы анализа; математические модели

Цитирование: Сундуков А.Е., Шахматов Е.В., Крючков А.Н., Иголкин А.А. Некоторые новые аспекты в диагностике технического состояния планетарных редукторов авиационных ГТД // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 2. С. 181-189.
DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-181-189

Введение

Редукторы авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) предназначены для согласования частот вращения турбокомпрессора с оптимальными частотами вращения воздушных винтов (ВВ) и вентиляторов. Редуктор ГТД является одним из наиболее сложных и ответственных его агрегатов, часто определяющих ресурс двигателя. Этот агрегат является источником возбуждения крутильных колебаний всего газотурбинного привода, приводящих к усталостным поломкам элементов конструкции турбокомпрессора. Так, при доводке двигателя НК-12 было установлено, что выявленный значительный износ боковых поверхностей зубьев пары «солнечная шестерня – сателлиты» приводит к генерации вибрации, вызывающей усталостные поломки элементов

конструкции двигателя [1]. Использование на модернизированном двигателе воздушных винтов большей тяги привело к повторному проявлению подобных дефектов [2].

Постановка задачи и метод исследований

Указанное выше обстоятельство потребовало проведения комплекса работ теоретического и экспериментального характера для обеспечения более глубокого исследования изменения вибрационного состояния рассматриваемой пары при развитии износа зубьев. Работа велась с использованием исследования новых методов выявления диагностических признаков (ДП) и исследования дефектов, создания комплекса математических моделей и анализа достаточно представительной экспериментальной базы. Исследовались динамические процессы в 18-ти отремонтированных двигателях и 15-ти двигателях с разной степенью износа боковых поверхностей зубьев пары «солнечная шестерня – сателлиты». Износ боковых поверхностей зубьев приводит к росту величины бокового зазора. Значительный боковой зазор вызывает ударный вход зубьев в зацепление, что ускоряет развитие износа. Поэтому эти два дефекта целесообразно рассматривать вместе. Как правило, разработка методик диагностики дефектов авиационного ГТД осуществляется в условиях испытательного стенда завода-изготовителя, а диагностику их технического состояния необходимо проводить в условиях эксплуатации на объекте. Подавляющее число ДП дефектов строятся на оценке параметров интенсивности вибрационных процессов, однако перестановка двигателя со стенда на объект приводит к существенному увеличению интенсивности вибрации двигателя [3; 4].

Проведение виброизмерений на ГТД в условиях эксплуатации представляет определённые организационные и технические трудности. В связи с этим впервые предложено использовать в качестве информации сигналы штатных тахометрических датчиков частот вращения входного и выходного валов редуктора. Наличие соответствующих разъёмов с их выходом в кабине экипажа существенно упрощает соответствующие измерения. Очевидно, что такое разнообразие в исследуемых процессах и способах получения ДП приведёт к использованию разных математических моделей описания зависимостей уровня диагностического признака от величины дефекта. В этом случае потребуются некоторые уточнения в назначении базовых значений (норм) на ДП.

Результаты и их обсуждение

Проблема влияния перестановки двигателя со стенда на объект на уровне ДП, построенных на интенсивности вибрации, решена за счёт перехода на разработанные диагностические признаки на основании анализа девиации мгновенных значений частот узкополосной вибрации и сигналов штатных тахометрических датчиков [5 – 8]. При этом обоснована граница узкополосности в виде ширины линии спектральной составляющей в 30% [9]. Предложен способ определения массива текущих значений частот узкополосного процесса, основанный на точном расчёте частоты на каждом полупериоде процесса. Предложен способ диагностики дефектов зубчатых зацеплений за счёт оценки разности дисперсий девиации частоты выходного (D_2) и входного (D_1) валов редуктора. Графический вид полученной зависимости представлен на рис. 1.

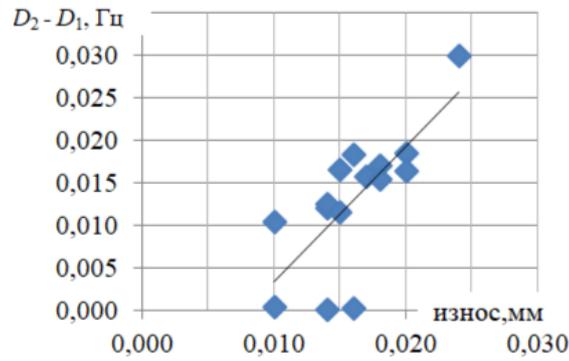


Рис. 1. Зависимость разницы дисперсий девиации частот входного и выходного валов редуктора от величины износа

Разработан способ оценки изменения энергетической ширины и формы спектральной линии на основе оценки разницы ширины на двух выбранных уровнях относительно максимального значения. Соответствующая графическая иллюстрация представлена на рис. 2, где показано изменение разности значений ширины зубцовой спектральной составляющей пары на двух уровнях 0,5 от максимума ($\Pi_{0,5}$) и максимальной ширины (Π_{\max}).

Предложена интегральная характеристика изменения спектральной составляющей в виде площади под её кривой (S_c). Пример представлен на рис. 3.

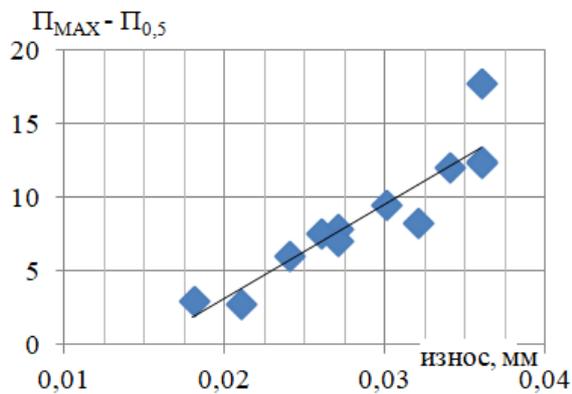


Рис. 2. Зависимость разности ширины спектральной составляющей от величины износа

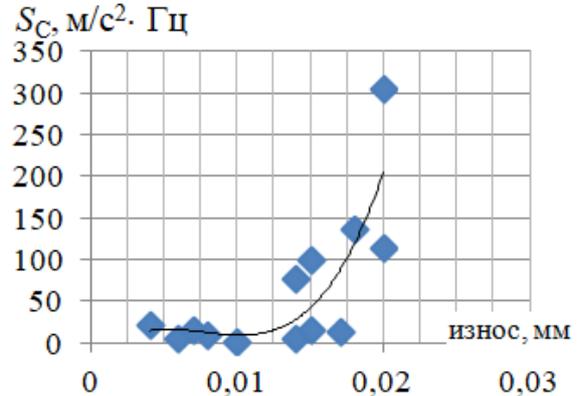


Рис. 3. Зависимость площади под кривой зубцовой спектральной составляющей от износа

Разработан способ повышения чувствительности и точности представленных выше подходов за счёт вычитания из результатов диагностических измерений соответствующих данных, полученных перед началом эксплуатации двигателя.

Предложен ряд способов реализации метода демодуляции на основе анализа максимумов широкополосной вибрации [10 – 12]. Например, расчёт автоспектра по максимумам широкополосной вибрации вместо мгновенных значений существенно повышает его информативность (рис. 4).

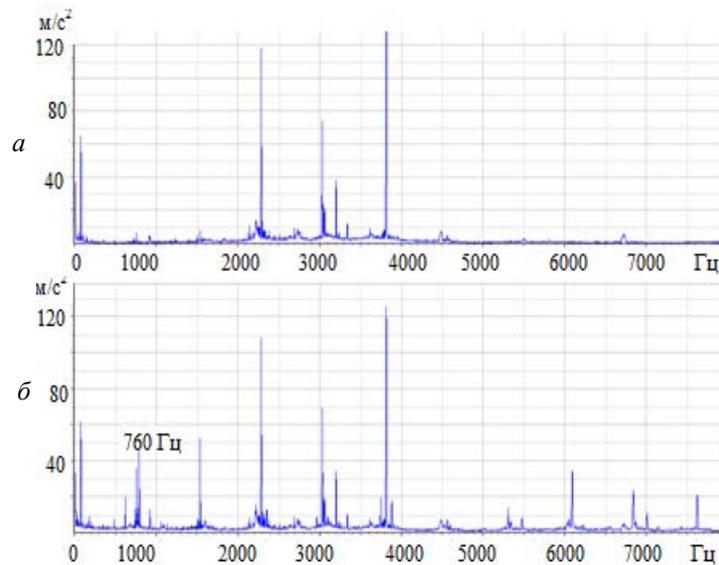


Рис. 4. Автоспектр (а) и спектр максимумов (б)

Использование максимумов широкополосной вибрации при каскадной демодуляции существенно расширяет частотный диапазон выявленных модулирующих компонентов. Используя максимумы положительной и отрицательной частотной области вибрационного процесса, можно существенно повысить чувствительность биполярного анализа. Соответствующий пример представлен на рис. 5.

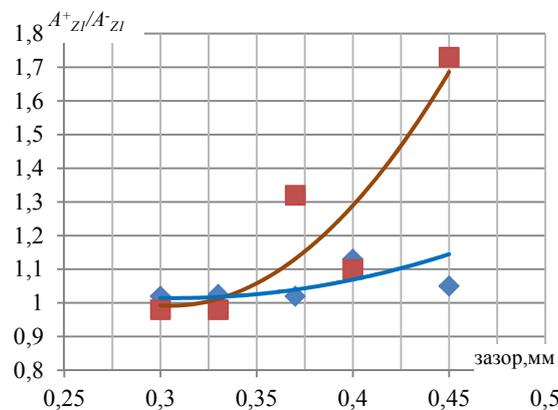


Рис. 5. Зависимость отношения интенсивности положительной и отрицательной частей широкополосного процесса для мгновенных величин (◆) и его максимумов (■) от величины бокового зазора

Разработан комплекс математических моделей, существенно расширяющий возможности диагностики рассматриваемых дефектов. Учитывая, что отдельные составляющие вибрации рассматриваемой пары представляют собой квазигармонические колебания, следуя подходам, предложенным в работах сотрудников ИМАШ РАН, была разработана наиболее полная имитационная модель генерируемой вибрации в виде [13]:

$$\begin{aligned}
 x(t) = & \sum_i A_i(t) \sin[i\omega_p t + \varphi_i(t)] + \sum_k A_k(t) \sin[k\omega_d t + \varphi_k(t)] + \\
 & + \sum_l A_{z_1}(t) \sin[lz_1\omega_z t + \varphi_l(t)] + \left[1 + \sum_q m_q \sin(q\Omega t) \right] \times \\
 & \times \left\{ A_x \sin(k\omega_x) \left[t + \sum_j v_j \sin(j\Omega t) \right] \right\} + \omega_{ш},
 \end{aligned} \tag{1}$$

где $x(t)$ – виброакустический процесс, генерируемый парой «солнечная шестерня – сателлиты» редуктора ГТД; ω_p – частота вращения ротора турбокомпрессора (солнечной шестерни); A_i – амплитуда i -й гармоники i -го ряда; $\omega_d = 2\pi f_p^* z_c$ – первая гармоника ряда проявления дефекта на солнечной шестерне; f_p^* – частота вращения солнечной шестерни в относительном движении; t – время; z_c – число сателлитов; A_k – амплитуда k -й гармоники ряда k ; ω_z – частота первой зубцовой гармоники ряда с шагом ω_z ; A_{z_1} – амплитуда первой зубцовой гармоники; m_q – глубина амплитудной модуляции гармоник ω_z частот $i\omega_d$; v_j – индекс частотной модуляции; φ_i – начальные фазы зубцовых гармоник; A_x – x -гармоники; $k = 1, 2, 3, \dots$; ω_x – частота x -гармоники; Ω – круговая частота модулирующей составляющей; в отличие от прототипа это не только ω_d (круговая частота попадания дефекта в зону контакта), но и частоты субгармоник зубцовой, комбинационных составляющих; $\omega_{ш}$ – шумовая составляющая.

Принято считать, что ширина спектральной линии определяется как результат частотной модуляции от девиации частоты вращения ротора ГТД, вызванной работой системы регулирования. На основе анализа известных соотношений, связывающих ширину спектральной линии с характеристиками частотно-модулирующего процесса, обоснован выбор соотношения, дающего наиболее близкие значения соответствующим экспериментальным данным в виде:

$$\Pi = 2\sqrt{2}\delta_f^2, \tag{2}$$

где Π – ширина частотно-модулированного спектра на уровне $1/e$ от максимального значения; δ_f^2 – дисперсия девиации модулирующего колебания.

Анализ показывает, что помимо отмеченного фактора на ширину спектральной линии зубцовой гармоники будут оказывать влияние: величина кинематической погрешности, определяемая технологическими факторами (погрешности изготовления и сборки зубчатого зацепления), эксплуатационные факторы (частота вращения, передаваемая нагрузка), конструктивные факторы (податливость деталей приводов, модификация рабочей поверхности зубьев), износ боковых поверхностей зубьев.

Перейдя к структуре суммарной дисперсии для изготовленных и отремонтированных редукторов, можно получить:

$$\Pi_{31} = 2\sqrt{2}(D_{чм} + D_p + D_{\Pi} + D_k), \tag{3}$$

где $D_{\text{чм}}$ – дисперсия девиации частоты зубцовой составляющей от вождения частоты вращения колеса на стационарном режиме работы двигателя, вызванная работой системы регулирования частоты вращения ротора двигателя на стационарном режиме его работы; D_p – дисперсия девиации частоты зубцовой составляющей от вождения частоты вращения колеса, вызванная влиянием режимных факторов; $D_{\text{п}}$ – дисперсия девиации частоты зубцовой составляющей от вождения частоты вращения колеса, вызванная погрешностями изготовления и сборки зубчатого зацепления; D_k – дисперсия девиации частоты зубцовой составляющей от вождения частоты вращения колеса, вызванная влиянием конструктивных факторов.

Анализ 18-ти отремонтированных двигателей позволил получить следующие величины долей от влияющих дефектов: $D_{\text{чм}} = 47\%$, $D_p = 32,2\%$, $D_{\text{п}} = 20,8\%$. Из-за сложности оценки D_k её доля включена в $D_{\text{п}}$. Для случая с износом соотношение (3) примет вид:

$$P_{32} = 2\sqrt{2}(D_{\text{чм}} + D_p + D_{\text{п}} + D_k + D_{\text{изн}}), \quad (4)$$

где $D_{\text{изн}}$ – дисперсия девиации частоты зубцовой составляющей от вождения частоты вращения колеса, вызванная износом боковых поверхностей зубьев.

Анализ долей от полной ширины при максимальной величине суммарного полного износа в 0,036 мм показывает, что доля от износа составляет 48%, от остальных исследуемых факторов 52%.

Аналогичные модели получены для ширины спектральной линии частоты вращения выходного вала редуктора в вибрационном процессе и в динамической составляющей штатного тахометрического датчика его вращения.

Полученные результаты позволили предложить решение проблемы роста диагностических признаков, построенных на интенсивности вибрации, при перестановке двигателя со стенда на объект. Проблема устраняется за счёт перехода на диагностические признаки, построенные на параметрах частоты. В результате проведённых исследований выявлен множественный комплекс диагностических признаков износа и величины бокового зазора. Показано, что эти признаки в зависимости от величины дефекта описываются линейной, степенной, экспоненциальной функциями и комбинацией линейных и экспоненциальных математических моделей. Показано, что при назначении базовых уровней (норм) для первых трёх моделей следует пользоваться рекомендациями действующей нормативной документации. Для последней – в качестве нормы следует принять точку перехода линейной части в экспоненциальную.

Заключение

Выполненные исследования позволили предложить ряд новых аспектов в диагностике технического состояния планетарных редукторов газотурбинных двигателей:

– разработана наиболее полная имитационная модель вибрации, генерируемой парой «солнечная шестерня – сателлиты»;

– впервые предложены модели ширины зубцовой спектральной составляющей и составляющей частоты вращения выходного вала редуктора;

– решена проблема роста интенсивности диагностических признаков, построенных на интенсивности вибрации при перестановке двигателя со стенда на объект за счёт перехода на разработанные диагностические признаки, построенные на параметрах девиации частоты узкополосных процессов;

– впервые предложено использовать в качестве исследуемых параметров сигналы штатных тахометрических датчиков частот вращения входного и выходного валов редуктора;

– разработанные подходы позволили предложить комплекс диагностических признаков исследуемых дефектов, что позволяет решать задачу диагностики технического состояния редуктора газотурбинных двигателей с возможностью использования широкого класса инструментальных и методических средств.

Библиографический список

1. Курушин М.И., Балякин В.Б., Курушин А.М. Экспериментальные исследования причин возбуждения колебаний элементов турбовинтового двигателя с дифференциальным редуктором // Известия Самарского научного центра РАН. 2014. Т. 16, № 4. С. 132-136.

2. Сундуков А.Е. Исследование характеристик составляющей вибрации редуктора газотурбинного двигателя, вызывающей усталостные поломки элементов его конструкции при износе боковых поверхностей зубьев // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 4. С. 70-79. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-70-79

3. Вуль В.М., Попков В.И., Агафонов В.К., Бакланов В.С. Исследование динамических характеристик двигателя, стенда и объекта в местах опорных связей // Сб. трудов «Вибрационная прочность и надёжность двигателей и систем летательных аппаратов». Вып. 7. Куйбышев: КуАИ, 1980. С. 62-68.

4. Сундуков А.Е., Шахматов Е.В. Оценка влияния места постановки двигателя и типа воздушного винта на диагностические признаки износа зубьев его редуктора // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29, № 4. С. 208-218. DOI: 10.3475/vst-2022-4-208-218

5. Сундуков А.Е. Способ диагностики дефектов зубьев зубчатых колёс редуктора газотурбинного двигателя: патент РФ № 2737993; опубл. 07.12.2020; бюл. № 34.

6. Сундуков А.Е. Способ измерения энергетической ширины спектральной составляющей вибрации машин: патент РФ № 2750846; опубл. 05.07.2021; бюл. № 19.

7. Сундуков А.Е. Способ диагностики дефектов зубьев зубчатых колёс редуктора газотурбинного двигателя: патент РФ № 2783467; опубл. 14.11.2022; бюл. № 32.

8. Сундуков А.Е. Способ диагностики дефектов кинематических пар роторных машин: патент РФ № 2792713; опубл. 23.03.2023; бюл. № 9.

9. Сундуков А.Е. Обоснование выбора ширины фильтра при использовании спектра огибающей в вибродиагностике дефектов роторных машин // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 3. С. 100-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-100-108

10. Сундуков А.Е., Сундуков Е.В. Исследование вибрационного состояния подшипников качения в процессе их износа. Анализ экспериментальных данных на базе спектра максимумов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. 2006. № 2 (10), ч. 1. С. 90-93. DOI: 10.18287/2541-7533-2006-0-2-1(10)-90-93

11. Сундуков А.Е., Шахматов Е.В. Повышение чувствительности и расширение функциональной возможности биполярного анализа вибрации роторных машин // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 1. С. 91-98. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-1-91-98

12. Сундуков А.Е. Способ диагностики технического состояния зубчатого зацепления: патент РФ № 2717139; опубл. 18.03.2020; бюл. № 8.

13. Крючков А.Н., Плотников С.М., Сундуков Е.В., Сундуков А.Е. Имитационная модель колебаний пары «солнечная шестерня – сателлиты» планетарного редуктора турбовинтового двигателя при наличии дефектов боковых поверхностей зубьев // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 4. С. 87-95. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-87-95

SOME NEW ASPECTS IN THE DIAGNOSTICS OF THE TECHNICAL CONDITION OF PLANETARY GEARBOXES OF AIRCRAFT GAS-TURBINE ENGINES

© 2025

A. E. Sundukov Candidate of Science (Engineering), Chief Technology Officer;
PKF TSK, LLC, Samara, Russian Federation;
sundukov@mail.ru

E. V. Shakhmatov Academician of the Russian Academy of Sciences, Head of the Department
of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
shakhm@ssau.ru

A. N. Kryuchkov Doctor of Science (Engineering), Professor, Leading Researcher
of the Department of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
kryuchkov.an@ssau.ru

A. A. Igolkin Doctor of Science (Engineering), Professor, Leading Researcher
of the Department of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
igolkin.aa@ssau.ru

As a result of experimental and theoretical studies performed, a number of new results significantly expanding the possibilities of assessing the technical condition of gas turbine engine planetary gearboxes was obtained. The simulation model of the “sun gear/satellites” couple vibration under propagating wear of tooth flanks, a model of the width of the spectral line of the tooth component of the gear couple under review, as well as the widths of the spectral line of rotation frequency of the gearbox output shaft in the vibration process and the signal of a regular tachometric sensor of its rotation, were proposed. New methods of analyzing dynamic processes were developed. The developed mathematical models, new methods of analyzing dynamic processes made it possible to propose a package of new diagnostic indicators of teeth wear and the values of backlash in a gear coupling. Recommendations on setting standards for the developed diagnostic indicators were given.

Gas turbine engine; planetary gearbox; tooth wear; backlash; new methods of analysis; mathematical models

Citation: Sundukov A.E., Shakhmatov E.V., Kryuchkov A.N., Igolkin A.A. Some new aspects in the diagnostics of the technical condition of planetary gearboxes of aircraft gas-turbine engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 2. P. 181-189. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-181-189

References

1. Kurushin M.I., Balyakin V.B., Kurushin A.M. Experimental investigation of the courses of vibration excitation of elements of gas turbine engines with a differential reduction gearbox. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2014. V. 16, no. 4. P. 132-136. (In Russ.)
2. Sundukov A.E. Investigation of the characteristics of the component of vibration of gas turbine engine gearbox that causes fatigue failures of its structural elements in case of tooth flank wear. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 4. P. 70-79. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-70-79
3. Vul' V.M., Popkov V.I., Agafonov V.K., Baklanov V.S. Issledovanie dinamicheskikh kharakteristik dvigatelya, stenda i ob'ekta v mestakh opornykh svyazey. *Sb. trudov*

«Vibratsionnaya Prochnost' i Nadezhnost' Dvigatelye i Sistem Letatel'nykh Apparatov». Iss. 7. Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1980. P. 62-68. (In Russ.)

4. Sundukov A.E., Shakhmatov E.V. Evaluation of both engine placement and propeller type effect on the diagnostic signs of its gearbox teeth wear. *Aerospace MAI Journal*. 2022. V. 29, no. 4. P. 208-218. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2022-4-208-218

5. Sundukov A.E. *Sposob diagnostiki defektov zub'ev zubchatykh koles reduktora gazoturbinnogo dvigatelya* [Diagnostic method for defects of teeth of geared wheels of reduction gear of gas turbine engine]. Patent RF, no. 2737993, 2020. (Publ. 07.12.2020, bull. no. 34)

6. Sundukov A.E. *Sposob izmereniya energeticheskoy shiriny spektral'noy sostavlyayushchey vibratsii mashin* [Method for measuring energy width of spectral component of machine vibration]. Patent RF, no. 2750846, 2021. (Publ. 05.07.2021, bull. no. 19)

7. Sundukov A.E. *Sposob diagnostiki defektov zub'ev zubchatykh koles reduktora gazoturbinnogo dvigatelya* [Method for diagnostics of defects of gears of gear wheels of gearbox of gas-turbine engine]. Patent RF, no. 2783467, 2022. (Publ. 14.11.2022, bull. no. 32)

8. Sundukov A.E. *Sposob diagnostiki defektov kinematicheskikh par rotornykh mashin* [Method for diagnosing defects in kinematic pairs of rotary machines]. Patent RF, no. 2792713, 2023. (Publ. 23.03.2023, bull. no. 9)

9. Sundukov A.E. Argumentation of filter width selection with the use of envelope spectrum in vibration diagnostics of rotary machine defects. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 3. P. 100-108. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-100-108

10. Sundukov A.E., Sundukov E.V. Investigation of vibrational state of rolling contact bearings during their runout. Experimental data analysis based upon the spectrum of peaks. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2006. No. 2 (10), part 1. P. 90-93. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2006-0-2-1(10)-90-93

11. Sundukov A.E., Shakhmatov Ye.V. Increasing the sensitivity and expanding the functionality of bipolar analysis of rotary machine vibrations. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 1. P. 91-98. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-1-91-98

12. Sundukov A.E. *Sposob diagnostiki tekhnicheskogo sostoyaniya zubchatogo zatsepleniya* [Diagnostic method of technical condition of gearing]. Patent RF, no. 2717139, 2020. (Publ. 18.03.2020, bull. no. 8)

13. Kryuchkov A.N., Plotnikov S.M., Sundukov E.V., Sundukov A.E. Simulation model of oscillations of the «sun gear – satellites» pair of turboprop engine planetary reduction gearbox in the presence of defects of tooth flanks. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 4. P. 87-95. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-87-95