

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

- ОЦЕНКА ВЕСОВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЦЕНТРОПЛАНА
МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА**
А. В. Болдырев, Д. В. Золотов 7
- О ВОЗМОЖНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ
ИОНОСФЕРЫ ПРИ УДАЛЕНИИ НАНОСПУТНИКА
С ОРБИТЫ С ПОМОЩЬЮ НЕИЗОЛИРОВАННОГО
ПРОВОДЯЩЕГО ТОК ТРОСА**
Т. А. Быстранова, Ю. М. Заболотнов 19
- МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ТИПА АИСТ-2
ДЛЯ ЗАДАЧИ МОНИТОРИНГА ТЕРРИТОРИИ МЬЯНМЫ**
Т. А. Мью, В. И. Абрашкин 31
- АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ
РЕТРАНСЛЯЦИИ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ МНОГОСПУТНИКОВОЙ
ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКОЙ**
А. Ю. Потюпкин, В. В. Красков, С. А. Яхутин, С. В. Авраменко 45
- МЕТОД КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В РЕЖИМЕ РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ**
А. Е. Шаханов, С. А. Богачёв 56
- ПРОЕКТИРОВАНИЕ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ МАЛЫХ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ОПТИЧЕСКОЙ АППАРАТУРОЙ
НАБЛЮДЕНИЯ И КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ
ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ**
Е. В. Шахматов, В. В. Салмин, В. В. Волоцуев 72

МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ

- МЕТОД ПОИСКА ДЕФЕКТОВ ЛОПАТОК
ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПОД ВИДИМЫМ СВЕТОМ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СЕТИ U-NET**
Е. А. Алексеев, А. Н. Ломанов 85
- АНАЛИЗ И ОПТИМИЗАЦИЯ ГЛУШИТЕЛЯ ШУМА ВЫПУСКА
ПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ ALLBEA NOISE**
Р. Э. Дадашов, А. А. Черноусов 94

**ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ
ГРАНУЛИРОВАННОГО ТОПЛИВА И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ
УСТАНОВКИ ИЗУЧЕНИЯ ИСТЕЧЕНИЯ СЫПУЧИХ МАТЕРИАЛОВ**

*А. В. Елькин, В. И. Малинин, Г. А. Доткин, М. Д. Зорин,
М. Ю. Храмов, Р. Д. Губин*

102

**ИССЛЕДОВАНИЕ ВИБРАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК
ОПТИЧЕСКИ ПРОЗРАЧНЫХ ДЕТАЛЕЙ
С ПРИМЕНЕНИЕМ МЕТОДА КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ
И ЦИФРОВОЙ СПЕКЛ-ИНТЕРФЕРОМЕТРИИ**

А. В. Ивченко, А. И. Жужукин, Р. Н. Сергеев, А. И. Сафин

114

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАССЛОЕНИЯ
В КОМПОЗИТНОЙ ПЛАСТИНЕ ПРИ НИЗКОСКОРОСТНОМ
КОНТАКТЕ С ГРАДОМ**

В. Т. Ле, Т. В. Бурнышева

131

**МЕХАНИЧЕСКИЕ И ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА
ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКОЙ ФОЛЬГИ ИЗ СПЛАВА АЛТЭК
ДЛЯ ОБМОТОК ТРАНСФОРМАТОРА**

*А. А. Левагина, Е. В. Арышенский, С. В. Коновалов,
Н. О. Короткова, М. С. Тептерев, С. А. Борминский*

143

**СОЗДАНИЕ КВАЗИЛИНЕЙНОЙ МОДЕЛИ УПРУГО-ДЕМПФЕРНОЙ
ОПОРЫ РОТОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

А. Г. Терешко, М. К. Леонтьев

153

**ВИБРОЗАЩИТНАЯ СИСТЕМА
С УПРАВЛЯЕМЫМ ИНЕРЦИОННЫМ ГАСИТЕЛЕМ**

В. И. Чернышев, Р. Н. Поляков, О. В. Фомина

164

**ЭВРИСТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ
ПОСРЕДСТВОМ СИНТЕЗА ПРОГНОСТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ
ПРОЦЕССА ФРЕЗЕРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ДЕТАЛЕЙ
ОППОЗИТНО РАСПОЛОЖЕННЫМИ КОНЦЕВЫМИ ФРЕЗАМИ**

Е. А. Шестакова, В. О. Иевлев, Р. М. Янбаев

174

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

EVALUATION OF MAINLINE AIRCRAFT CENTER SECTION WEIGHT EFFICIENCY <i>A. V. Boldyrev, D. V. Zolotov</i>	7
ON THE POSSIBILITY OF DETERMINING THE PARAMETERS OF THE IONOSPHERE WHEN REMOVING A NANOSATELLITE FROM ORBIT USING AN UNINSULATED CONDUCTIVE TETHER <i>T. A. Bystranova, Yu. M. Zabolotnov</i>	19
METHODS AND MEANS OF INCREASING THE EFFICIENCY OF THE AIST-2 TYPE SPACECRAFT FOR THE TASK OF MONITORING THE TERRITORY OF MYANMAR <i>Ht. A. Myo, V. I. Abrashkin</i>	31
ANALYSIS OF THE POSSIBILITIES FOR THE CREATION OF A RELAY SYSTEM TO CONTROL A MULTI-SATELLITE ORBITAL CONSTELLATION <i>A. Yu. Potyupkin, V. V. Kraskov, S. A. Yakhutin, S. V. Avramenko</i>	45
METHOD FOR MONITORING THE PERFORMANCE OF SPACECRAFT PAYLOAD IN REAL TIME <i>A. E. Shakhanov, S. A. Bogachev</i>	56
DESIGN OF LOW-ORBIT SMALL SPACECRAFT WITH OPTICAL SURVEILLANCE EQUIPMENT AND CORRECTIVE ELECTRIC PROPULSION SYSTEM <i>Ye. V. Shakhmatov, V. V. Salmin, V. V. Volotsuev</i>	72

MECHANICAL ENGINEERING

METHOD FOR SEARCHING DEFECTS IN GAS TURBINE ENGINE BLADES UNDER VISIBLE LIGHT USING THE U-NET MODEL <i>E. A. Alekseev, A. N. Lomanov</i>	85
ANALYSIS AND OPTIMIZATION OF PISTON ENGINE EXHAUST NOISE SILENCER USING ALLBEA NOISE <i>R. E. Dadashov, A. A. Chernousov</i>	94

**DESIGN FEATURES OF A GRANULAR-PROPELLANT SUPPLY
SYSTEM AND AN EXPERIMENTAL SETUP FOR ANALYZING
BULK MATERIALS OUTFLOW**

*A. V. Elkin, V. I. Malinin, G. A. Dotkin, M. D. Zorin,
M. Yu. Hramtsov, R. D. Gubin*

102

**INVESTIGATION OF VIBRATION MODES FOR OPTICALLY
TRANSPARENT COMPONENTS BY USING DIGITAL SPECKLE
INTERFEROMETRY AND FINITE ELEMENT METHOD**

A. V. Ivchenko, A. I. Zhuzhukin, R. N. Sergeev, A. I. Safin

114

**NUMERICAL MODELING OF DELAMINATION IN COMPOSITE
PANEL UNDER LOW-VELOCITY CONTACT WITH HAIL**

V. T. Le, T. V. Burnysheva

131

**MECHANICAL AND ELECTRICAL PROPERTIES OF ALTEK ALLOY
ELECTRICAL FOIL FOR TRANSFORMER WINDINGS**

*A. A. Levagina, E. V. Aryshenskii, S. V. Kononov,
N. O. Korotkova, M. S. Tepterev, S. A. Borminsky*

143

**CREATING A QUASI-LINEAR MODEL OF AN ELASTIC
DAMPER SUPPORT OF THE GAS TURBINE ENGINE ROTOR**

A. G. Tereshko, M. K. Leontiev

153

**VIBRATION PROTECTION SYSTEM WITH
CONTROLLED INERTIAL DAMPER**

V. I. Chernyshev, R. N. Polyakov, O. V. Fominova

164

**HEURISTIC MODELING OF THE PROCESS OF MILLING
AVIATION PARTS WITH OPPOSED END MILLS
BY SYNTHESIS OF A PREDICTIVE MODEL**

E. A. Shestakova, V. O. Ievlev, R. M. Yanbaev

174

ОЦЕНКА ВЕСОВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЦЕНТРОПЛАНА МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА

© 2025

А. В. Болдырев доктор технических наук, доцент, заведующий кафедрой конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; boldirev.av@ssau.ru

Д. В. Золотов аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; dmitriy.zolotov.98@mail.ru

Разработана методика оценки весовой эффективности центроплана магистрального самолёта на основе математической модели деформируемого твёрдого тела переменной плотности. Критерием оценки весовой эффективности конструкции является безразмерный коэффициент силового фактора В.А. Комарова. Выявлено, что максимальная строительная высота теоретически оптимальной упругой системы соединения крыла и фюзеляжа составляет в вертикальной плоскости симметрии фюзеляжа значение, равное половине длины передачи изгибающего момента в соединении. Получены геометрические характеристики соединения крыла и фюзеляжа, при которых возможны технические решения со значительным снижением массы относительно центроплана с постоянной строительной высотой. Выполнен анализ чувствительности коэффициента силового фактора при изменении положения верхней границы проектной области.

Соединение крыла и фюзеляжа; весовой анализ; силовой фактор; критерий; конструкция; сечение; балка; строительная высота; техническое решение

Цитирование: Болдырев А.В., Золотов Д.В. Оценка весовой эффективности центроплана магистрального самолёта // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 7-18. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-7-18

Введение

Снижение массы конструкции является одной из главных задач при разработке летательного аппарата. Весовое совершенство конструкции зависит от выбора параметров конструктивно-силовой схемы [1; 2]. При проектировании соединения крыла и фюзеляжа магистрального самолёта для традиционного технического решения характерно применение центроплана, расположенного внутри фюзеляжа и состыкованного с консолями крыла [3 – 5]. Центроплан соединяется с силовыми шпангоутами фюзеляжа и, как правило, имеет практически постоянную строительную высоту. В такой конструкции обеспечивается уравнивание существенных внутренних нормальных усилий, передаваемых с правой и левой консоли крыла, в центральной зоне фюзеляжа по кратчайшим путям, что не противоречит интуитивным представлениям о рациональности этой конструкции. Также известны другие технические решения [6; 7], используемые в силовой схеме соединения крыла с фюзеляжем при невозможности применения центроплана с постоянной строительной высотой по компоновочным или функциональным ограничениям. Рациональность выбранной силовой схемы соединения крыла и фюзеляжа существенно влияет на массу конструкции и эффективность всего летательного аппарата [8; 9].

В работах Комарова В.А. [1; 2] предложен способ оценки весового совершенства различных силовых схем конструкции на основе использования специфического крите-

рия – силового фактора. В работе [10] с применением этого критерия исследованы теоретически оптимальные структуры шпангоутов фюзеляжа на основе анализа модели пластины переменной толщины. Построен безразмерный критерий оценки весовой эффективности изгибаемой конструкции со значением, равным единице для простейшего решения в виде балки с параллельными поясами. Выявлена область отношений геометрических параметров шпангоутов, для которой возможны технические решения со значением предложенного критерия меньше единицы, что свидетельствует о резерве снижения массы балки с параллельными поясами. Этот эффект может быть получен за счёт некоторого увеличения строительной высоты балки и, как следствие, уменьшения усилий в поясах балки. В то же время чрезмерное увеличение строительной величины балки приводит к нерациональному увеличению длины поясов балки и увеличению массы конструкции.

Целью настоящей работы является оценка весовой эффективности традиционного технического решения с центропланом, применяемого в конструкции соединения крыла и фюзеляжа, а также исследование возможности существования нового технического решения для перспективного магистрального самолёта.

Методика исследования

Для исследования теоретически оптимальной пространственной конструкции соединения крыла и фюзеляжа в настоящей работе применяется континуальная модель тела переменной плотности [1; 11; 12]. Рассматривается гипотетическая упругая изотропная среда переменной плотности ρ со следующими упругими и прочностными характеристиками:

$$E = \bar{E}, \quad (1)$$

$$\bar{\sigma} = \rho \bar{\sigma}, \quad (2)$$

где E – модуль упругости; $\bar{\sigma}$ – допускаемое напряжение материала; $\bar{E}$ и $\bar{\sigma}$ – модуль упругости и допускаемое напряжение при единичной плотности.

В работе [13] предложен метод прогнозирования массы авиационных конструкций на основе дискретных моделей тонкостенных упругих систем. Для проектирования конструкции в условиях, когда ещё неизвестна её силовая схема, используется модель деформируемого твёрдого тела переменной плотности. Сущность метода прогнозирования массы конструкции, применительно к соединению крыла и фюзеляжа, заключается в следующем.

1. В геометрические ограничения конструкции вписывается упругая среда со свойствами (1), (2).

2. Выполняется оптимизация распределения материала в этой упругой среде по специальному алгоритму [1; 13]. В качестве проектной переменной принимается относительная плотность материала $\rho_{\text{отн}}$:

$$\rho_{\text{отн}} = \frac{\rho}{\rho_a}, \quad 0 < \rho_{\text{отн}} \leq 1, \quad (3)$$

где ρ_a – плотность предполагаемого конструкционного материала.

Целевой функцией является силовой фактор G , который вычисляется с помощью следующего выражения:

$$G = \int_V \sigma^{\text{экв}} dV, \quad (4)$$

где $\sigma^{\text{экв}}$ – эквивалентные напряжения, действующие в конструкции; V – объём конструкции.

В результате итерационного процесса алгоритма [1; 13] получается теоретически оптимальная конструкция (ТОК).

3. Масса конструкции определяется по формуле [13]:

$$m_k = \varphi \rho_a \frac{G}{\sigma_a}, \quad (5)$$

где m_k – масса конструкции; φ – коэффициент полной массы, определяемый как отношение массы конструкции к теоретически необходимой массе силового материала; σ_a – допускаемое напряжение основного конструкционного материала. Для авиационных конструкций значения коэффициента φ весьма консервативны [14], поэтому массу конструкции можно считать пропорциональной критерию G .

На ранних стадиях проектирования для оценки массы конструкции удобно использовать безразмерный коэффициент силового фактора C_k [2], который связывает величину силового фактора G с нагрузкой на конструкцию и её линейными размерами:

$$C_k = \frac{G}{RL}, \quad (6)$$

где R и L – характерная нагрузка и характерный размер конструкции, выбранные по определенному соглашению.

Для конструкции центроплана самолёта основной нагрузкой является действие изгибающего момента. Поэтому в качестве характерной нагрузки R принимается пара сил $2P$, эквивалентная изгибающему моменту, действующему от отъёмных частей крыла на плече h , равном расстоянию между центрами тяжести верхней и нижней панелей центроплана. Параметр h зависит от толщины отъёмных частей крыла. За характерный размер L конструкции выбирается длина передачи изгибающего момента в центроплане l (рис. 1).

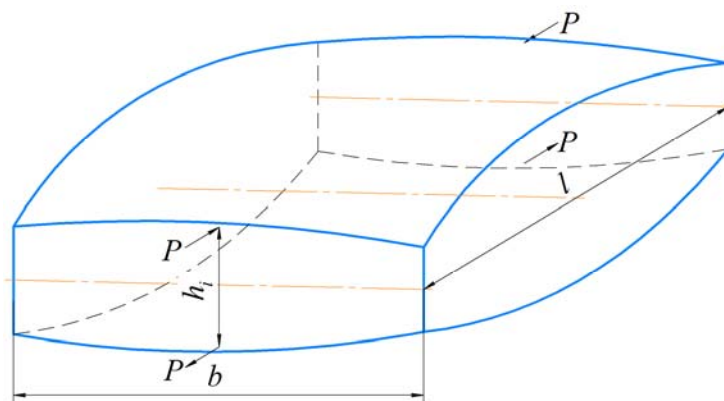


Рис. 1. Основные геометрические размеры соединения крыла и фюзеляжа

4. В качестве эталона для оценки весовой эффективности конструкции соединения крыла и фюзеляжа используется балка с параллельными поясами (рис. 2).

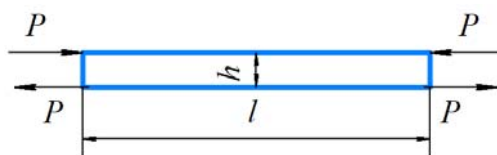


Рис. 2. Балка с параллельными поясами

Несложно показать [10], что для этой конструкции силовой фактор равен $G^э = 2PL$. Тогда коэффициент силового фактора $C_\kappa^э$ определяется по формуле:

$$C_\kappa^э = \frac{G^э}{2Pl} = \frac{2Pl}{2Pl} = 1.$$

Использование коэффициента силового фактора в данном случае позволяет просто и наглядно оценивать весовую эффективность различных конструкций соединения крыла и фюзеляжа. Если для теоретически оптимальной конструкции будет получено значение C_κ меньше единицы, то это свидетельствует о возможности существования технического решения с массой конструкции меньшей относительно традиционного центроплана с постоянной строительной высотой. Относительное снижение теоретической массы конструкции определяется по формуле:

$$\Delta = \frac{C_\kappa^э - C_\kappa}{C_\kappa^э} 100\%.$$

Численное исследование весовой эффективности соединения крыла и фюзеляжа

Задаётся проектная область в виде прямоугольного параллелепипеда со сторонами $l = 4000$ мм; $a = 4000$ мм; $b = 2000$ мм. Габаритные размеры этой области ограничены плоскостями стыковых нервюр отъёмных частей крыла и плоскостями шпангоутов фюзеляжа, предназначенных для стыка с передним и задним лонжеронами консолей крыла (рис. 3).

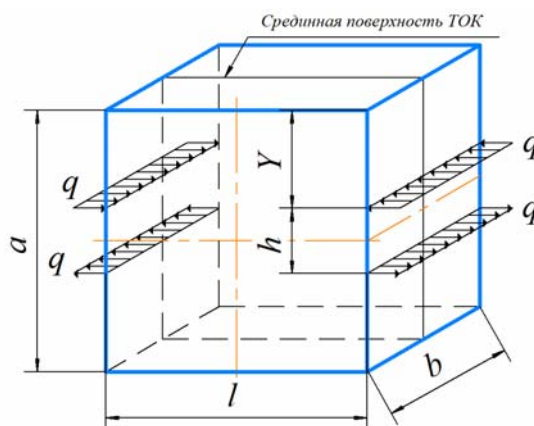


Рис. 3. Проектная область

Проектная область разбивается сеткой на 32000 шестигранных конечных элементов типа Solid [15], моделирующих упругую среду (1), (2). Задаются следующие характеристики конструкционного материала: модуль Юнга $E_a = 70000$ МПа, $\rho_a = 2,7 \cdot 10^{-6}$ кг/м³, коэффициент Пуассона $\nu_a = 0,33$; $\sigma_a = 340$ МПа.

К проектной области прикладываются распределённые нагрузки интенсивностью q , создающие изгибающий момент $M = 2 \cdot 10^9$ Н·мм. Исследуются значения коэффициента весовой эффективности C_k , полученные для ТОК при различных отношениях l/h . В табл. 1 приведены значения суммарных сил P от распределённой нагрузки q .

С использованием разработанной методики на основе соотношений (3) – (6) проведена оценка весовой эффективности соединения крыла и фюзеляжа для различных отношений l/h , приведённых в табл. 2.

Таблица 1. Значения P при различных отношениях l/h

l/h	P, H
2	$1 \cdot 10^6$
5	$2,5 \cdot 10^6$
10	$5 \cdot 10^6$
20	$10 \cdot 10^6$

Таблица 2. Значения силового фактора и коэффициента силового фактора для отношений l/h

l/h	$G, H \cdot mm$	C_k
2	$8,39 \cdot 10^9$	1,05
5	$1,65 \cdot 10^{10}$	0,83
10	$2,25 \cdot 10^{10}$	0,56
20	$2,77 \cdot 10^{10}$	0,35

Распределение плотности материала ТОК, полученное для различных значений l/h , приведено на рис. 4, 5. Показаны значения максимальной строительной высоты t , которая определяется как наибольшее расстояние между линиями максимальных значений плотности в срединной поверхности ТОК.

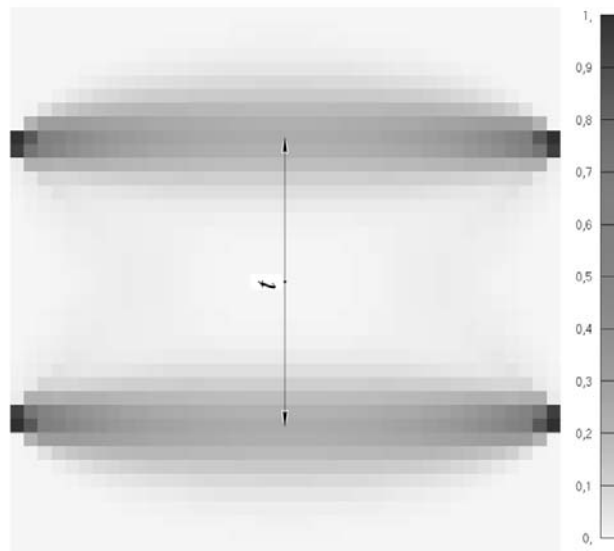


Рис. 4. Распределение плотности материала в срединной поверхности теоретически оптимальной конструкции для $l/h = 2$

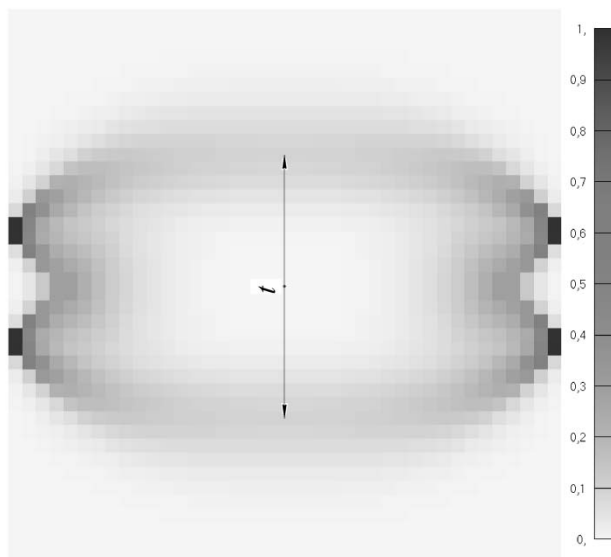


Рис. 5. Распределение плотности материала в срединной поверхности теоретически оптимальной конструкции для $l/h = 5$

Для анализа силовой работы ТОК удобно использовать потоки главных усилий (ПГУ), которые определяются как отношение главных напряжений к толщине соответствующего элемента модели [1]. Траектории ПГУ ТОК при отношении $l/h = 5$ приведены на рис. 6.

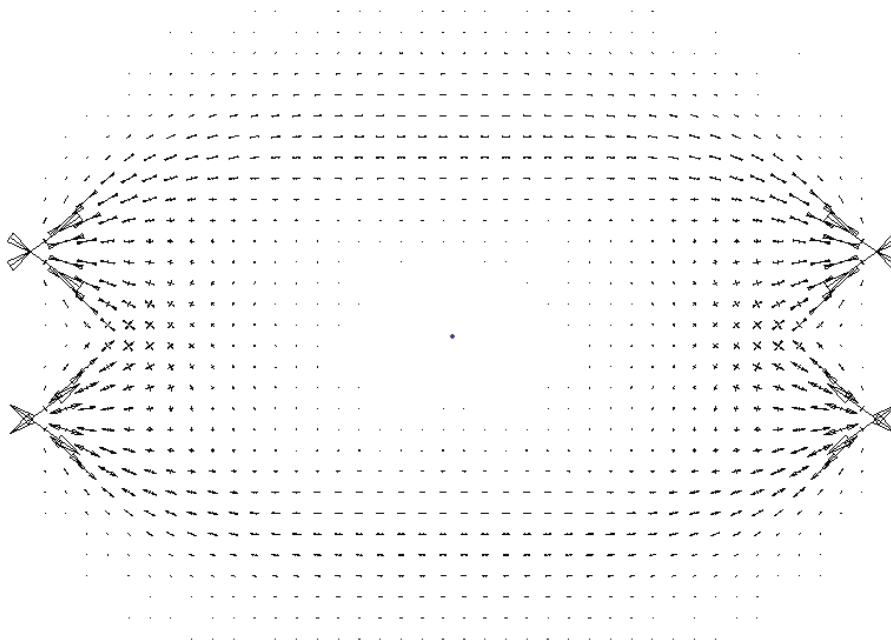


Рис. 6. Траектории потоков главных усилий для $l/h = 5$

Зависимости силового фактора G и коэффициента силового фактора C_k от l/h приведены на рис. 7. Зависимость Δ от l/h представлена на рис. 8.

Зависимости максимальной строительной высоты теоретически оптимальной конструкции t от l/h приведены в табл. 3.

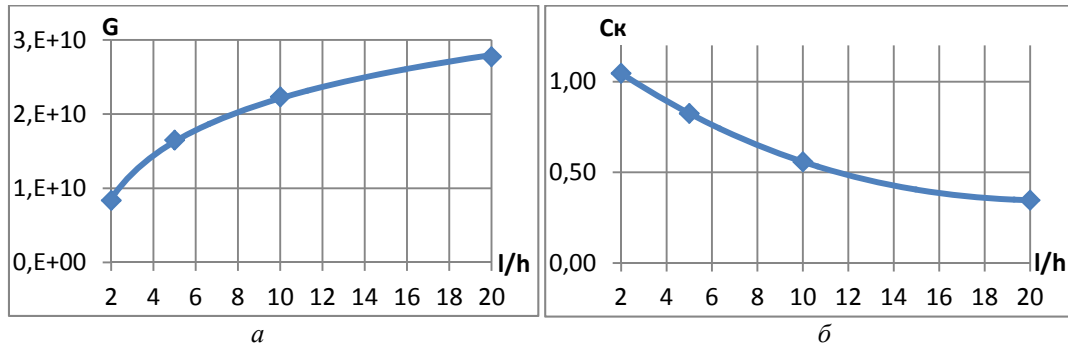


Рис. 7. Зависимости G (а) и C_k (б) от отношения l/h

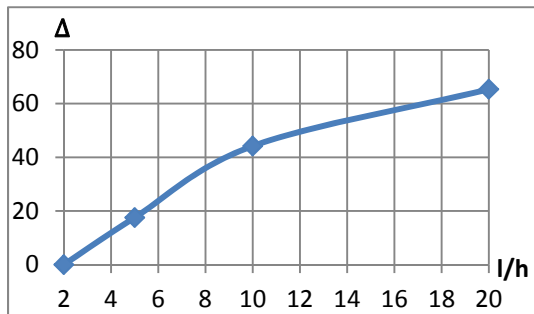


Рис. 8. Зависимость Δ от отношения l/h

Таблица 3. Значения максимальной строительной высоты теоретически оптимальной конструкции t для различных l/h

l/h	t , мм
2	2100
5	1900
10	1900
20	1900

Для современных магистральных самолётов отношение l/h , как правило, составляет значение 5...6 [3 – 5]. Относительное снижение теоретической массы конструкции для этих отношений l/h составляет порядка 20%, что весьма существенно.

На основе полученных картин распределения материала можно выдвинуть гипотезу о рациональности упругой системы соединения крыла и фюзеляжа на основе системы балок переменного сечения. Для проверки этой гипотезы разработана комбинированная оптимизационная модель для отношения $l/h = 5$, представленная на рис. 9. В ней вдоль стороны проектной области b равномерно расположены пять пластин, моделируемые элементами типа Plate [15], а упругая среда со свойствами (1), (2) заполняет только области, примыкающие к зонам приложения сил от отъёмных частей крыла.

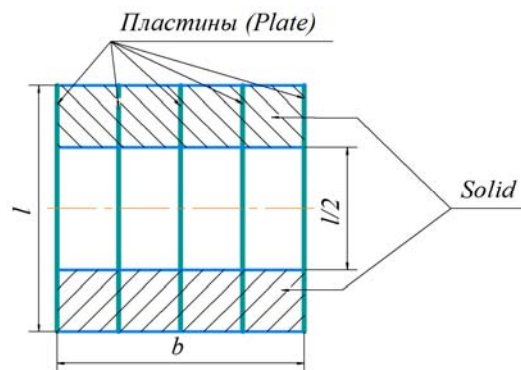


Рис. 9. Комбинированная оптимизационная модель (вид в плане)

С использованием разработанной методики проведена оценка весовой эффективности комбинированной модели. Получено значение коэффициента силового фактора комбинированной модели $C_k^k = 0,84$. Значение параметра t составило 2000 мм. Значение C_k^k оказалось всего на 1,2% больше, чем значение коэффициента силового фактора C_k для ТОК (табл. 2), что подтверждает справедливость выдвинутой гипотезы.

Исследование весовой эффективности конструкции с дополнительными геометрическими ограничениями

Для оценки возможности реализации нового технического решения на основе использования балок переменного сечения целесообразно провести анализ влияния положения верхней границы проектной области, задаваемой уровнем пола функционального отсека фюзеляжа, на весовую эффективность ТОК. Проведено исследование коэффициента силового фактора C_k при дополнительном ограничении проектной области сверху (рис. 3). Верхняя граница проектной области задаётся размером Y , который в данном исследовании варьируется. Нижняя граница остаётся неизменной. Значения Δ и C_k для соответствующих отношений Y/h приведены в табл. 4 и на рис. 10.

Таблица 4. Значения C_k и Δ для различных отношений Y/h

Y/h	$\Delta, \%$	C_k
0,75	17,80	0,822
0,625	17,65	0,824
0,5	17,20	0,828
0,375	16,25	0,838
0,25	14,50	0,855
0,125	11,50	0,885
0	5,65	0,944

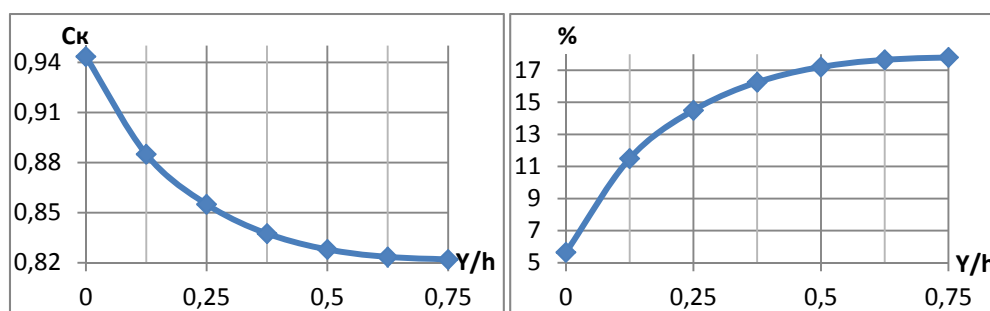


Рис. 10. Зависимости C_k и Δ от Y/h

Распределения плотности материала ТОК, полученные для различных отношений Y/h , приведены на рис. 11, 12.

Значения параметра t при различных отношениях Y/h приведены в табл. 5 и на рис. 13.

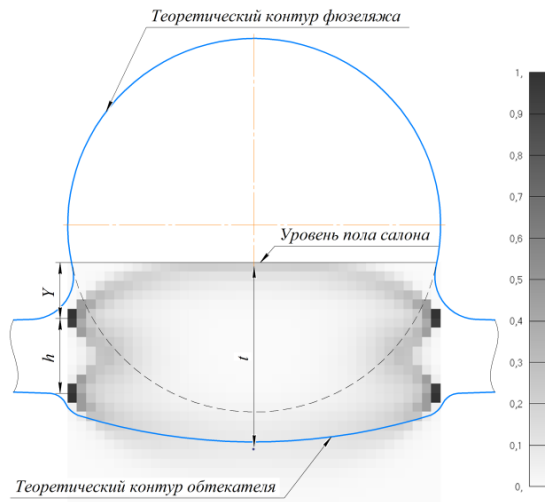


Рис. 11. Распределение плотности материала в срединной поверхности теоретически оптимальной конструкции для $Y/h = 0,75$

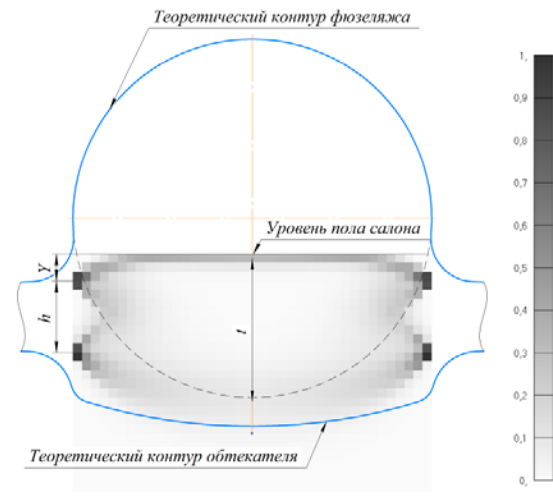


Рис. 12. Распределение плотности материала в срединной поверхности теоретически оптимальной конструкции для $Y/h = 0,375$

Таблица 5. Значения максимальной строительной высоты t при различных Y/h

Y/h	t , мм
0,75	1900
0,625	1800
0,5	1700
0,375	1600
0,25	1500
0,125	1400
0	1400

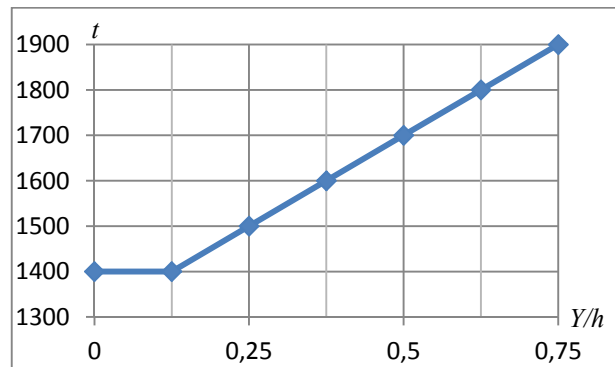


Рис. 13. Зависимость максимальной строительной высоты t от Y/h

Заключение

Разработанная методика оценки весовой эффективности центроплана магистрального самолёта основана на анализе специфического критерия «силовой фактор» с использованием математической модели деформируемого твёрдого тела переменной плотности.

По результатам исследования выявлено, что максимальная строительная высота теоретически оптимальной упругой системы соединения крыла и фюзеляжа составляет в вертикальной плоскости симметрии фюзеляжа значение, равное половине длины передачи изгибающего момента в соединении l , и не зависит от параметра h (а, следовательно, и от толщины отъёмных частей крыла).

Получена область отношений l/h , для которой возможны технические решения со значительным снижением массы относительно центроплана с постоянной строительной высотой. Так, при отношении $l/h = 5...6$ теоретическая масса центроплана может быть снижена примерно на 20%.

Выдвинута и подтверждена гипотеза о рациональности упругой системы соединения крыла и фюзеляжа на основе системы балок переменного сечения.

Анализ чувствительности коэффициента силового фактора показал, что уменьшение порядка 10% максимальной строительной высоты теоретически оптимальной конструкции, связанное с компоновочными ограничениями, несущественно влияет на весовую эффективность соединения крыла и фюзеляжа.

Результаты, полученные в ходе численных исследований, могут быть использованы при разработке методики топологического проектирования конструкции соединения крыла и фюзеляжа.

Библиографический список

1. Комаров В.А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций // В сб.: «Актуальные проблемы авиационной науки и техники». М.: Машиностроение, 1984. С. 114-129.
2. Комаров В.А. Безразмерный критерий силового совершенства конструкций // Известия РАН. Механика твёрдого тела. 2018. № 4. С. 34-47. DOI: 10.31857/S057232990000708-8
3. Niu M.C.Y. Airframe structural design. Hong Kong: Conmilit Press, 1988. 612 p.
4. Житомирский Г.И. Конструкция самолётов. М.: Машиностроение, 2005. 406 с.
5. Егер С.М., Матвиенко А.М., Шаталов И.А. Основы авиационной техники. М.: Машиностроение, 2003. 720 с.
6. Козлов Д.М., Майнсков В.Н. Соединение крыла и фюзеляжа: патент РФ № 2268196; опубл. 20.01.2006; бюл. № 2.
7. Собакин Ю.В., Доброквашин А.И., Катаев О.О. Конструкция крепления консоли крыла к фюзеляжу: патент РФ № 2682697; опубл. 20.03.2019; бюл. № 8.
8. Попов Ю.И., Столяров Д.В. Расчётно-статистическая методика сравнительного анализа конструкции фюзеляжа истребителей интегральной компоновки // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17, № 1. С. 10-17.
9. Попов Ю.И., Столяров Д.В. Выбор рациональной схемы силовых шпангоутов фюзеляжа истребителя интегральной компоновки // Труды МАИ. 2011. № 43. <https://trudymai.ru/published.php?ID=24858>
10. Одинцова С.А. Исследование безразмерного критерия оценки весовой эффективности конструкций силовых шпангоутов // Труды МАИ. 2016. № 85. <https://trudymai.ru/published.php?ID=65597&eng=N>
11. Болдырев А.В., Комаров В.А. Применение модели переменной плотности на ранних стадиях проектирования крыльев // Учёные записки ЦАГИ. 2011. Т. 42, № 1. С. 94-104.
12. Болдырев А.В., Павельчук М.В. Развитие методики проектирования силовых схем авиационных конструкций с использованием модели тела переменной плотности // Известия Самарского научного центра РАН. 2013. Т. 15, № 6 (3). С. 603-606.
13. Комаров В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2000. № 1. С. 31-39.
14. Семёнов В.Н. Конструкции самолётов замкнутой и изменяемой схем. М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2006. 229 с.
15. Рычков С.П. Моделирование конструкций в среде Femap with NX Nastran. М.: ДМК Пресс, 2013. 784 с.

EVALUATION OF MAINLINE AIRCRAFT CENTER SECTION WEIGHT EFFICIENCY

© 2025

- A. V. Boldyrev** Doctor of Science (Engineering), Associate Professor, Head of the Department of Aircraft Construction and Design;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
boldirev.av@ssau.ru
- D. V. Zolotov** Postgraduate Student of the Department of Aircraft Construction and Design;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
dmitriy.zolotov.98@mail.ru

A method for evaluating the mainline aircraft center section weight efficiency based on a mathematical model of a deformable solid body of variable density was developed. The criterion for the evaluation of structure weight efficiency is the dimensionless coefficient of the force factor assumed by V.A. Komarov. It is revealed that the maximum structural height of a theoretically optimal wing-to-fuselage connection elastic system in the horizontal plane of symmetry of the fuselage is equal to the half of the bending moment transmission length in the connection. The geometric characteristics of the wing-to-fuselage connection were obtained, allowing the realization of engineering solutions with a significant mass reduction in comparison with the constant structural height center section. The sensitivity analysis of the force factor coefficient is performed for different positions of the upper boundary of the design area.

Wing-to-fuselage connection; weight analysis; force factor; criterion; structure; section; beam; structural height; engineering solution

Citation: Boldyrev A.V., Zolotov D.V. Evaluation of mainline aircraft center section weight efficiency. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 7-18. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-7-18

References

1. Komarov V.A. Proektirovanie silovykh skhem aviatsionnykh konstruktsiy. *V sb.: «Aktual'nye problemy aviatsionnoy nauki i tekhniki»*. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1984. P. 114-129.
2. Komarov V.A. Dimensionless criterion of power perfection of a structure. *Mechanics of Solids*. 2018. V. 53, Iss. 4. P. 385-396. DOI: 10.3103/S0025654418040040
3. Niu M.C.Y. Airframe structural design. Hong Kong: Conmilit Press, 1988. 612 p.
4. Zhitomirskiy G.I. *Konstruktsiya samoletov* [Aircraft structure]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2005. 406 p.
5. Eger S.M., Matvienko A.M., Shatalov I.A. *Osnovy aviatsionnoy tekhniki* [Basics of aircraft engineering]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2003. 720 p.
6. Kozlov D.M., Majnskov V.N. *Soedinenie kryla i fyuzelyazha* [Wing-and-fuselage joint]. Patent RF, no. 2268196, 2006. (Publ. 20.01.2006, bull. no. 2).
7. Sobakin Y.V., Dobrokvashin A.I., Kataev O.O. *Konstruktsiya krepleniya konsoli kryla k fyuzelyazhu* [Design of connection of console wing with fuselage]. Patent RF, no. 2682697, 2019. (Publ. 20.03.2019, bull. no. 8)
8. Popov Y.I., Stolyarov D.V. The influence of arrangement of joist and ring parts of power frame 'to distribution of mass and load. *Aerospace MAI Journal*. 2010. V. 17, no. 1. P. 10-17. (In Russ.)
9. Popov Y.I., Stoljarov D.V. Choice of the rational scheme of load-caring frames of integral arrangement fighter. *Trudy MAI*. 2011. No. 43. (In Russ.)
10. Odintsova S.A. Studing of the dimensionless criteria for estimating bulkhead's weigh efficiency. *Trudy MAI*. 2016. No. 85. (In Russ.)

11. Boldyrev A.V., Komarov V.A. Application of the model of variable density at the early stages of the wing design. *Uchenye Zapiski TsAGI*. 2011. V. 42, no. 1. P. 94-104. (In Russ.)
12. Boldyrev A.V., Pavelchuk M.V. The development of method of designing the load carrying layouts of aviation constructions using the model of a body of variable density. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2013. V. 15, no. 6 (3). P. 603-606. (In Russ.)
13. Komarov V.A. Weight analysis of aircraft structures: theoretical foundations. *Polyot. All-Russian Scientific-Technical Journal*. 2000. No. 1. P. 31-39. (In Russ.)
14. Semenov V.N. *Konstruktsii samoletov zamknutoy i izmenyaemoy skhem* [Aircraft structure of closed-loop and variable configuration]. Moscow: Izdatel'skiy Otdel TsAGI Publ., 2006. 229 p.
15. Rychkov S.P. *Modelirovanie konstruktsiy v srede Femap with NX Nastran* [Modeling structures in Femapwith NX Nastran]. Moscow: DMK Press Publ., 2013. 784 p.

О ВОЗМОЖНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ИОНОСФЕРЫ ПРИ УДАЛЕНИИ НАНОСПУТНИКА С ОРБИТЫ С ПОМОЩЬЮ НЕИЗОЛИРОВАННОГО ПРОВОДЯЩЕГО ТОК ТРОСА

© 2025

Т. А. Быстранова

аспирант кафедры программных систем;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
tsskd@mail.ru

Ю. М. Заболотнов

доктор технических наук, профессор,
профессор кафедры программных систем;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
yumz@yandex.ru

В настоящее время одним из способов быстрого удаления с орбиты отработавших свой ресурс наноспутников является использование неизолированных проводящих ток тросов, при движении которых в магнитном поле Земли возникает электродинамическая сила торможения, переводящая наноспутник на траекторию спуска в атмосферу. В данной работе анализируется возможность определения концентрации электронов в ионосфере Земли по возникающему распределению тока в неизолированном тросе в процессе торможения наноспутника. Показано, что концентрация электронов непосредственно влияет на положение точки нулевого потенциала на тросе и, следовательно, данный факт может быть использован для решения поставленной задачи. Разработан алгоритм определения концентрации электронов по положению точки нулевого потенциала. Проводится численное моделирование процесса определения концентрации электронов при торможении наноспутника с учётом неизбежно возникающих ошибок измерений.

Наноспутник; тросовая система; неизолированный проводящий трос; удаление наноспутника с орбиты; распределение тока; точка нулевого потенциала; определение концентрации электронов

Цитирование: Быстранова Т.А., Заболотнов Ю.М. О возможности определения параметров ионосферы при удалении наноспутника с орбиты с помощью неизолированного проводящего ток троса // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 19-30.
DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-19-30

Введение

В настоящее время в различных странах мира разрабатываются и реализуются многочисленные проекты полезного применения электродинамических космических тросовых систем (ЭДКТС) для различных целей. Известно о проведении более десятка реальных тросовых экспериментов на орбите с ЭДКТС [1; 2], которые подтвердили эффективность их использования. В самом простом варианте ЭДКТС состоит из двух спутников, соединённых проводящим ток тросом. При движении по орбите тросовой системы в магнитном поле Земли один спутник играет роль анода, другой – катода (или эмиттера электронов). Из-за разности потенциалов возникает эквивалентная электрическая схема, когда электроны, испускаемые с одного конца троса (катода), перемещаются вдоль магнитных линий ионосферы Земли и поглощаются на другом конце (контактором анода) [3]. Такие системы могут функционировать в двух режимах: генерации тяги и электроэнергии [3; 4]. Одно из направлений полезного применения ЭДКТС – это использование неизолированных проводящих тросов (Bare Electrodynamic Tether) для быстрого удаления с орбиты отработавших свой ресурс спутников [3]. В этом случае проводящий трос взаимодействует с ионосферой Земли по всей своей длине и закон распределения тока по тросу является более сложным [5; 6], то есть величина тока не постоянна по длине троса, как у изолированных тросов. Вопросам использования не-

изолированных тросов для удаления спутников с орбиты посвящено большое количество работ, в которых в основном исследуется динамика движения ЭДКТС, например, [1; 7 – 9]. С точки зрения практической реализации данного способа увода спутников с орбиты следует отметить эксперимент «KITE» [2], проведённый Японией на орбите в 2017 году, который доказал возможность использования неизолированных тросов для этих целей. Применение космических систем с неизолированными тросами можно отнести к наиболее экономичным средствам использования ЭДКТС для удаления спутников с орбиты, так как данный способ не требует топлива и затраты энергии минимальны [2].

В настоящей работе рассматривается задача оценки концентрации электронов по распределению тока в неизолированном тросе в процессе удаления наноспутника с орбиты. Концентрацию электронов предлагается определять по положению точки нулевого потенциала на тросе, которое определяется в процессе спуска наноспутника с орбиты. При этом мониторинг ионосферы рассматривается как попутная или дополнительная задача, решение которой может быть полезно при изучении околоземного пространства. Разработан алгоритм определения концентрации электронов в зависимости от положения точки нулевого потенциала, который сводится к решению некоторого нелинейного уравнения. Алгоритм основывается на известном законе распределения тока в неизолированном проводящем тросе [10], который использовался во многих работах [1; 5 – 9]. Для апробации предлагаемого алгоритма проводится моделирование процесса торможения наноспутника с учётом возникающей силы Ампера (Лоренца), действующей на проводящий ток трос при движении в магнитном поле Земли. Моделирование осуществляется с использованием уравнений движения ЭДКТС с неизолированным тросом, полученных в работе [8] и описывающих колебания троса относительно местной вертикали. При этом учитывается случайная ошибка в определении точки нулевого потенциала на тросе, которая неизбежно будет присутствовать при проведении реального эксперимента на орбите из-за неточности используемых математических моделей, вариаций магнитного поля и других мало изученных возмущений. Результаты измерений обрабатываются методом наименьших квадратов и сравниваются с опорной зависимостью концентрации электронов от высоты, которая соответствует источнику [11] и используется при моделировании процесса торможения наноспутника. Базовая модель [11] описывает среднемесячные значения электронной плотности, электронной температуры, температуры ионов и ионного состава по всему миру в диапазоне высот от 60 до 2000 км. По критерию минимума остаточной дисперсии определяется оптимальная степень (аппроксимирующего зависимость концентрации электронов) полинома в рассматриваемом диапазоне высот (от 300 до 400 км).

Уравнения движения тросовой системы

Тросовая система состоит из космического аппарата (КА), который играет роль анода, и концевого груза (катода), соединённых неизолированным проводящим ток тросом. Концевые тела – материальные точки. Предполагается, что ЭДКТС развёрнута вблизи местной вертикали: КА – сверху, груз – снизу. Колебания ЭДКТС относительно вертикали в режиме гравитационной стабилизации описываются следующими уравнениями [8]:

$$\ddot{\theta} + \dot{\omega} - 2(\dot{\theta} + \omega)\dot{\varphi}\operatorname{tg}\varphi + 1,5v^{-1}\omega^2\sin 2\theta = Q_\theta/J\cos^2\varphi, \quad (1)$$

$$\ddot{\varphi} + 0,5(\dot{\theta} + \omega)^2\sin 2\varphi + 1,5v^{-1}\omega^2\cos^2\theta\sin 2\varphi = Q_\varphi/J, \quad (2)$$

где углы θ и φ описывают отклонения троса от вертикали соответственно в плоскости и вне плоскости орбиты; $\omega = \dot{\vartheta} = \left(K/p^3\right)^{0.5} v^2$ – угловая скорость движения центра масс системы по орбите; $v = 1 + e \cos \vartheta$, e и ϑ – эксцентриситет орбиты и истинная аномалия; p и K – параметр орбиты и гравитационная постоянная Земли; $J = m_e L^2$ – момент инерции ЭДКТС относительно своего центра масс; L – длина троса, $m_e = [m_a m_c + m_t (m_a + m_c)/3 + m_t^2/12]/m_s$, $m_s = m_a + m_c + m_t$, m_a, m_c, m_t – массы концевых тел (анода и катода) и троса; Q_θ, Q_φ – обобщённые силы. При записи уравнений предполагается, что трос – это прямая линия и он нерастяжим.

Углы θ и φ определяют положение троса относительно орбитальной правой подвижной системы координат $C_o x_o y_o z_o$ (рис. 1), где C_o – центр масс системы, ось $C_o x_o$ направлена по радиус-вектору $\mathbf{R}_c$ центра масс системы, ось $C_o y_o$ расположена в плоскости орбиты центра масс, перпендикулярна оси $C_o x_o$ и направлена в сторону движения. Система координат $C_o x_t y_t z_t$ связана с тросом (рис. 1). Обобщённые силы Q_θ, Q_φ – это проекции вектора момента сил Ампера (Лоренца) на оси $C_o z_o$ и $C_o y_t$ (рис. 1), который определяется как

$$\mathbf{M}_s = \Delta \mathbf{r} \cdot \mathbf{F}_s, \quad (3)$$

где $\Delta \mathbf{r}$ – радиус-вектор точки приложения равнодействующей электромагнитных сил $\mathbf{F}_s$ относительно центра масс системы.

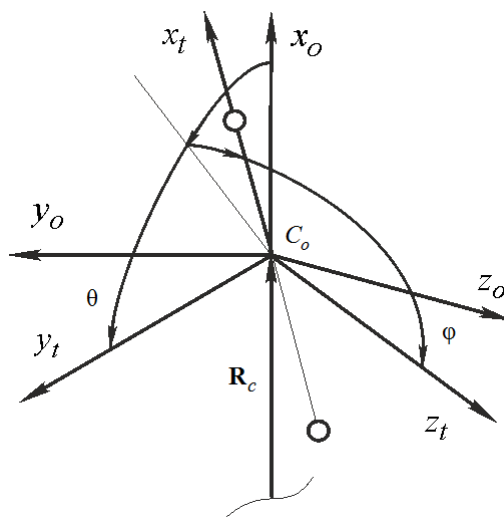


Рис. 1. Системы координат

Сила Ампера, действующая на элементарный участок троса, определяется как

$$\Delta \mathbf{F}_s = I \boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{B}, \quad (4)$$

где I – величина тока, $\mathbf{B}$ – вектор магнитной индукции, $\boldsymbol{\tau}$ – единичный вектор, направленный по тросу к аноду (m_a).

Вектор $\mathbf{B}$ определяется в центре масс системы и считается постоянным в пределах длины троса, тогда равнодействующая сил Ампера $\mathbf{F}_s$ определяется интегрированием по длине троса при известном распределении тока $I(s)$ как

$$\mathbf{F}_s = \int_0^L I(s) \boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{B} ds, \quad (5)$$

где координата s отсчитывается от анода.

Здесь используется модель магнитного поля Земли (прямой диполь) вида [3]:

$$\mathbf{B} = B_0 [\mathbf{e}_z - 3(\mathbf{e}_z \cdot \mathbf{e}_R) \mathbf{e}_R], \quad (6)$$

где $B_0 = \mu / R_c^3$, $\mu = 8 \cdot 10^6 \text{ Тл км}^3$ – магнитный момент земного диполя; $\mathbf{e}_R = \mathbf{R}_c / R_c$; $\mathbf{e}_z$ – единичный вектор, направленный по оси вращения Земли; $(\mathbf{e}_z \cdot \mathbf{e}_R)$ – скалярное произведение.

Изменение параметров орбиты спутника определяется с помощью системы уравнений в оскулирующих орбитальных элементах [12]. При этом используются проекции вектора ускорения $\mathbf{F}_s / m_s$ на оси орбитальной системы координат $C_o x_o y_o z_o$.

Распределение тока по длине неизолированного троса

Закон распределения тока по неизолированному проводящему тросу, движущемуся в магнитном поле Земли, в первоначальном варианте был предложен и обоснован в работе [10]. Уточнение данного закона при изменении характеристик троса было проведено в работе [5]. Распределение тока по тросу определяется при решении следующих безразмерных дифференциальных уравнений:

$$\frac{dj}{d\xi} = \pm \frac{3}{4} \mu \sqrt{\varphi}, \quad \frac{d\varphi}{d\xi} = \pm (j-1), \quad (7)$$

где $j = I / I_*$, $\varphi = \Delta V / V_*$ – безразмерные величины, определяющие ток и изменение потенциала вдоль троса в зависимости от относительной координаты $\xi = s / L_*$. В уравнениях (7) знак (+) используется до точки нулевого потенциала $\Delta V = 0$, знак (–) – после. Параметр $\mu = 1$, если $\Delta V < 0$ (катодный участок), и $\mu = m_e / m_i$, если $\Delta V > 0$ (анодный участок), где m_e, m_i – массы электрона и иона.

Характерные величины L_*, I_*, V_* определяются следующим образом:

$$L_* = \left(\frac{9\pi m_e \eta^2 E_t S_t}{128 |q_e^3| n^2} \right)^{1/3}, \quad I_* = \eta E_t S_t, \quad V_* = E_t L_*, \quad (8)$$

где q_e – заряд электрона; S_t – площадь поперечного сечения троса; η – электропроводимость материала троса; n – концентрация плазмы, зависящая от высоты орбиты; E_t –

проекция вектора напряжённости электрического поля $\mathbf{E}_m$, возникающего при движении проводника в магнитном поле, на направление троса.

Вектор напряжённости электрического поля определяется как [5]

$$\mathbf{E}_m = \mathbf{V}_r \cdot \mathbf{B}, \quad (9)$$

где $\mathbf{V}_r$ – скорость центра масс системы относительно магнитного поля Земли. Вектор относительной скорости определяется следующим образом:

$$\mathbf{V}_r = \mathbf{V}_c - \boldsymbol{\omega}_e \cdot \mathbf{R}_c, \quad (10)$$

где $\mathbf{V}_c$ – вектор абсолютной скорости центра масс; $\boldsymbol{\omega}_e$ – вектор угловой скорости Земли.

Уравнения (1), (2) интегрируются методом разделения переменных на обоих характерных участках троса: при $\Delta V > 0$ и $\Delta V < 0$ для заданных граничных условий. После интегрирования имеем

$$j(j-2) = \mu \varphi^{1.5} + D, \quad (11)$$

где D – произвольная постоянная, которая определяется по-разному на характерных участках троса в зависимости от граничных условий.

Пусть точки A, C, B на тросе соответствуют аноду, катоду и точке нулевого потенциала. Тогда граничные условия будут иметь вид:

- 1) для анодного участка в точке нулевого потенциала (B) имеем $\varphi_b = 0, j = j_b$;
- 2) для катодного участка (в точке C) – $\varphi = \varphi_c, j = j_c$.

Тогда, определяя константы, получим

$$j(j-2) = \mu \varphi^{1.5} + D_{ab}, \quad (12)$$

$$j(j-2) = \mu \varphi^{1.5} + D_{bc}, \quad (13)$$

где $D_{ab} = j_b(j_b-2)$, $D_{bc} = j_c(j_c-2) - \mu \varphi_c^{1.5}$.

Величина тока I_c в точке C зависит от характеристик катода (эмиттера электронов) и считается заданной, соответственно заданным считается безразмерный параметр $j_c = I_c / I_*$. При этом безразмерный потенциал приближенно может быть вычислен по формуле [10] $\varphi_c = I_c R / V_*$, где R – полное сопротивление цепи. В работе [9] связь между параметрами I_c и ΔV_c ($\Delta V_c = \varphi_c V_*$ определяется для конкретного троса эмпирически по результатам наземных испытаний. В этом случае, полагая в решении (13) $\varphi = 0$ и подставляя в правую часть (13) $j = j_b$, находим связь между величинами j_b, j_c в виде

$$j_b(j_b-2) - j_c(j_c-2) + \mu \varphi_c^{1.5} = 0, \quad (14)$$

где параметр μ определяется для участка BC $\mu = m_e / m_i \approx 0,00451$, то есть μ – малый параметр. Отсюда следует, что для сравнительно коротких тросов, когда длина троса

небольшая и длина участка BC меньше и сравнима с длиной анодного участка AB , приближённо $j_b \approx j_c$, что подтверждается при численных расчётах. В общем случае, решая квадратное уравнение (14) относительно j_b , получим (для корня более близкого к j_c)

$$j_b = 1 - \sqrt{1 + j_c(j_c - 2) - \mu\varphi_c^{1,5}}. \quad (15)$$

Уравнения (12), (13) определяют зависимость $j(\varphi)$, если известны величины j_c, φ_c, j_b . Из уравнения (12) при $j = 0$ определяется потенциал на аноде φ_a :

$$\varphi_a = (2j_b - j_b^2)^{2/3}. \quad (16)$$

Связь между потенциалом и координатой ξ , отсчитываемой от точки A , с учётом (16) определяется из второго уравнения (7) в квадратурах:

$$\xi = \int_{\varphi}^{\varphi_a} (1 + \varphi^{1,5} - \varphi_a^{1,5})^{-0,5} d\varphi, \quad (17)$$

$$\xi = l_{ab} + \int_0^{|\varphi|} (1 + \mu\varphi^{1,5} - \varphi_a^{1,5})^{-0,5} d\varphi, \quad (18)$$

где первая формула соответствует участку AB , а вторая – участку BC .

Длина участка AB , определяющего расстояние точки B нулевого потенциала от анода A , определяется из (17) как

$$l_{ab} = \int_0^{\varphi_a} (1 + \varphi^{1,5} - \varphi_a^{1,5})^{-0,5} d\varphi. \quad (19)$$

Определение концентрации электронов по распределению тока по длине неизолированного троса

Выражения (12), (13) и (17), (18) описывают связь между переменными ξ, φ, j и, следовательно, позволяют построить зависимости $j(\xi)$, $\varphi(\xi)$, определяющие распределение тока и потенциала в зависимости от координаты ξ при задании соответствующих исходных данных. В качестве примера на рис. 2, 3 построены зависимости $I(\xi)$, $\varphi(\xi)$ при концентрации электронов $n = 9,5 \cdot 10^{10} \text{ м}^{-3}$ (на рис. 3 концентрация электронов меньше на 30%). Другие исходные данные следующие: длина троса $L = 2 \text{ км}$, экваториальная круговая орбита высотой 400 км, материал троса – алюминий электропроводимостью $\eta = 3,4 \cdot 10^7 \text{ Ом/м}$, диаметр троса 1 мм, ток в катод 0,1 А, потенциал $\varphi_c = -0,086$ при $n = 9,5 \cdot 10^{10} \text{ м}^{-3}$, массы $m_a = 12 \text{ кг}$ и $m_c = 6 \text{ кг}$. При интегрировании уравнений (1), (2) трос в начальном положении находится на местной вертикали и имеет нулевые угловые скорости. Как следует из рис. 2 и рис. 3 уменьшение концентрации электронов на 30% приводит к смещению точки нулевого потенциала влево примерно на 307 м. Таким образом, величина концентрации электронов существенно влияет на положение точки ну-

левого потенциала B и, следовательно, существует возможность определения концентрации электронов по распределению тока по длине троса (решение обратной задачи).

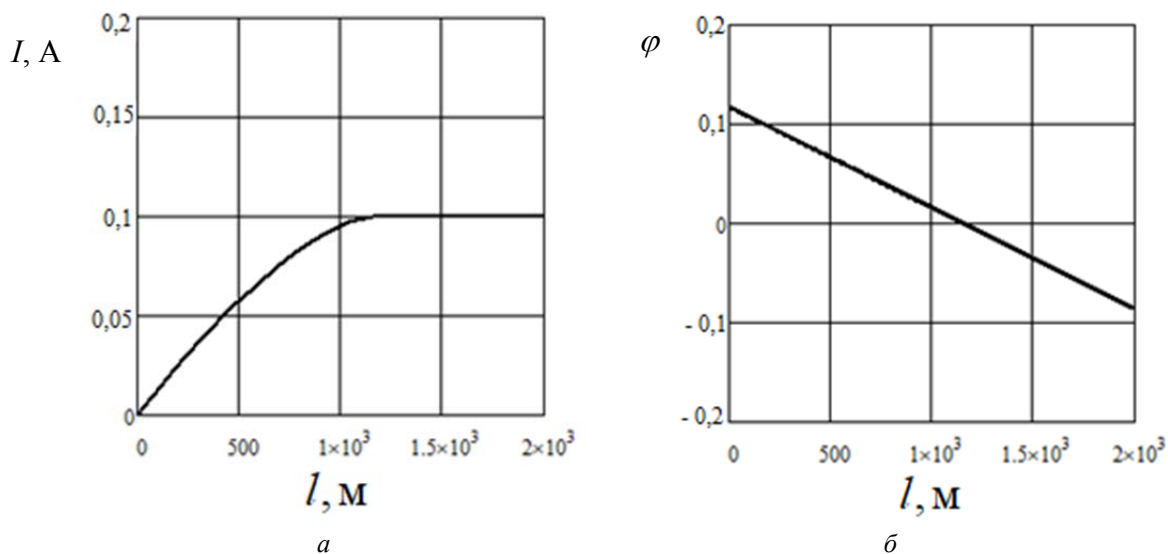


Рис. 2. Распределение тока (а) и потенциала (б) по длине троса при концентрации электронов $n = 9,5 \cdot 10^{10} \text{ м}^{-3}$

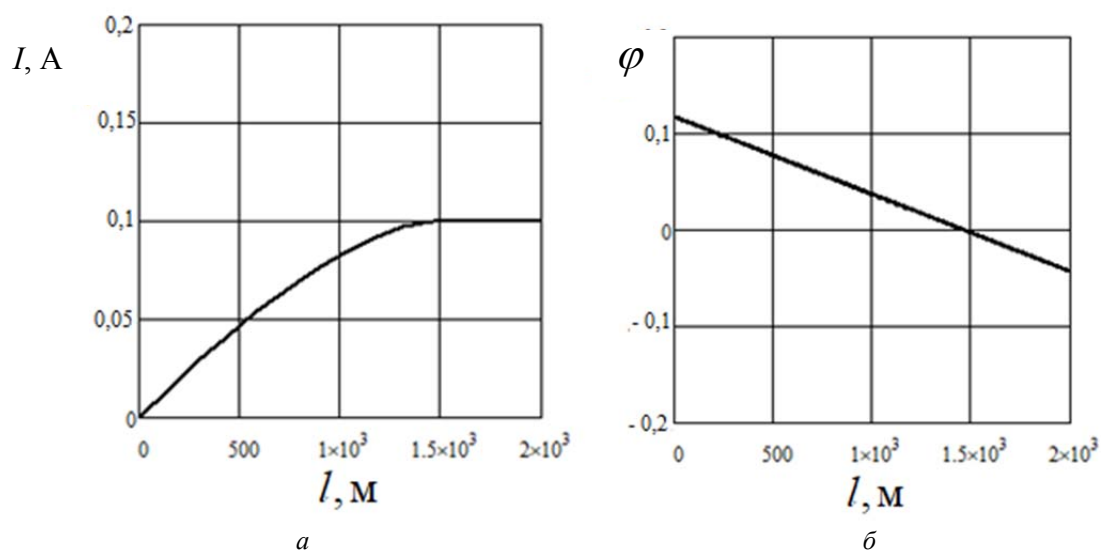


Рис. 3. Распределение тока (а) и потенциала (б) по длине троса при концентрации электронов $n = 6,6 \cdot 10^{10} \text{ м}^{-3}$

Предположим, что в результате измерений определено положение точки нулевого потенциала B , то есть известна длина участка троса AB (19). Тогда задача определения концентрации электронов (оценки $\tilde{n}$) сводится к решению нелинейного уравнения, которое задано с помощью выражений (15), (16), (19), причём в этих уравнениях характерные величины L_* , V_* зависят от n . Это нелинейное уравнение записывается как

$$l_{ab}(\tilde{n}) - \tilde{l}_{ab} = 0, \quad (20)$$

где длина $\tilde{l}_{ab}$ определяется по результатам измерений. Уравнение (20) решается с некоторой дискретностью с учётом изменения параметров орбиты центра масс ЭДКТС, которые вычисляются с использованием уравнений в оскулирующих элементах [12], и с учётом движения ЭДКТС относительно центра масс (1), (2).

Моделирование процесса определения концентрации электронов

При моделировании движения центра масс ЭДКТС используется опорная зависимость концентрации электронов от высоты $n(H)$ [11] (рис. 4). В процессе движения ЭДКТС моделируется ошибка измерений, то есть определения $\tilde{l}_{ab}$. Используется равномерный закон распределения с отклонением от математического ожидания, которое соответствует опорной зависимости, равным 25 м. Далее результаты измерений обрабатываются методом наименьших квадратов (МНК) и сравниваются с опорной зависимостью $n(H)$, то есть происходит восстановление исходной заданной зависимости $n(H)$. В процессе обработки результатов МНК определяется оптимальная степень полинома по критерию минимума остаточной дисперсии в рассматриваемом диапазоне высот. Остаточная дисперсия вычисляется как

$$D = \frac{1}{N-k} \sum_{i=1}^N [\tilde{n}_i - P(k, H_i)]^2, \quad (21)$$

где N – количество измерений; $P(k, H_i)$ – степенной полином; k – степень полинома, $\tilde{n}_i$ – определённые значения концентрации электронов при решении уравнения (20) при случайных значениях $\tilde{l}_{ab}$, H_i – высоты, на которых проводились измерения.

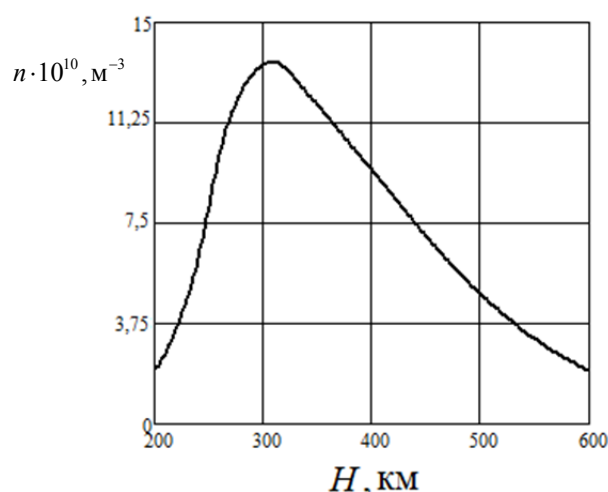


Рис. 4. Опорная зависимость концентрации электронов от высоты [11]

Моделирование движения ЭДКТС проводилось в диапазоне высот от 400 до 300 км. Начальное положение центра масс ЭДКТС соответствовало высоте 400 (перигей орбиты). Измерения распределялись равномерно по высоте в заданном диапазоне ($N = 140$). Эксцентриситет орбиты изменялся в диапазоне от 0 до 0,01, наклонение орбиты – от 0 до 55 град. Результаты расчётов представлены на рис. 5 – 7.

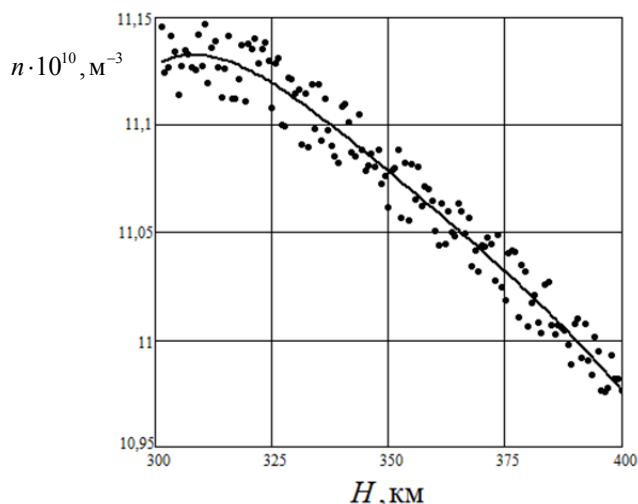


Рис. 5. Опорная зависимость концентрации (n) электронов от высоты для круговой экваториальной орбиты и массив точек, соответствующий измерениям $\tilde{l}_{ab}$, имеющим случайный разброс

На рис. 5 в качестве примера показана опорная зависимость $n(H)$ в рассматриваемом диапазоне высот и массив точек $\tilde{n}(H)$, соответствующий измерениям $\tilde{l}_{ab}$ и полученный в результате решения уравнения (20). В начальный момент орбита круговая и экваториальная высотой 400 км. На рис. 6, 7 приведены результаты восстановления опорной зависимости $n(H)$ (сплошная линия) по результатам измерений $\tilde{l}_{ab}$ для круговой экваториальной орбиты (рис. 6) и для эллиптической орбиты (эксцентриситет 0,01), имеющий наклонение 60 град (массивы точек не показаны, штриховые линии – восстановленные зависимости по результатам измерений). Анализ результатов восстановления зависимости $n(H)$ методом наименьших квадратов показал, что оптимальная степень степенного полинома в соответствии с критерием минимума остаточной дисперсии (21) для всех рассматриваемых орбит для высот от 300 км до 400 км $k = 4$.

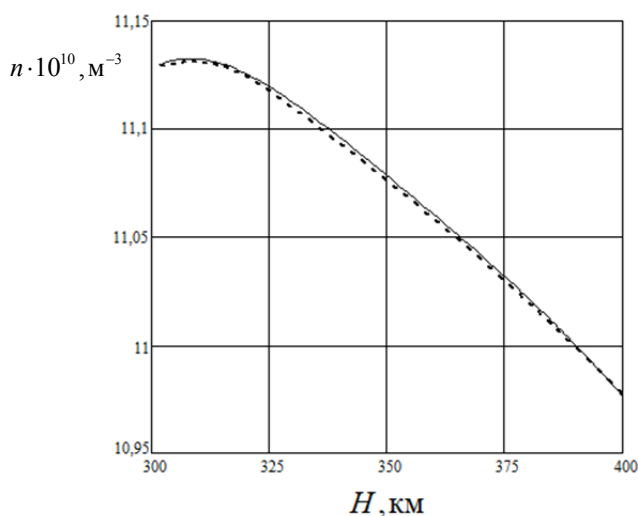


Рис. 6. Опорная (сплошная линия) и восстановленная (штриховая линия) по результатам измерений зависимости концентрации электронов от высоты для круговой экваториальной орбиты (степень полинома МНК $k = 4$)

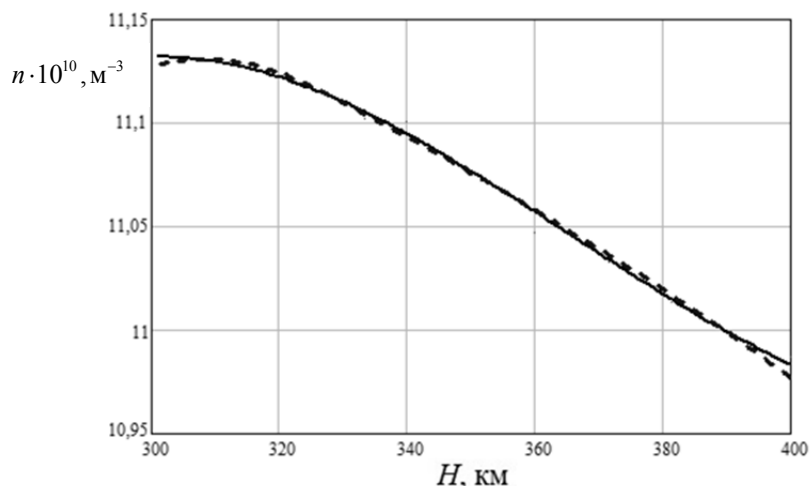


Рис. 7. Опорная (сплошная линия) и восстановленная (штриховая линия) по результатам измерений зависимости концентрации электронов от высоты (эксцентриситет 0,01, наклонение орбиты 55 град)

При технической реализации предлагаемого алгоритма необходимо определиться со способом оценки положения точки нулевого потенциала B (длина участка $AB \tilde{l}_{ab}$). Для достижения поставленной задачи возможны два подхода: 1) непосредственное определение распределения тока по длине троса $I(l)$; 2) определение потенциала в точке C (ΔV_c) с последующим вычислением потенциала в точке A (ΔV_a), используя (15) и (16) с оценкой положения точки нулевого потенциала B с помощью линейного приближения (рис. 2, 3). В том и другом случае ток в точке C может быть непосредственно измерен амперметром на катоде. При использовании первого подхода для определения распределения тока по длине троса необходимо иметь на тросе систему встроенных амперметров, передающих показания тока.

Заключение

В работе разработан алгоритм определения концентрации электронов по положению точки нулевого потенциала. Произведено численное моделирование процесса определения концентрации электронов при торможении наноспутника с учётом неизбежно возникающих ошибок измерений. Имеющаяся концентрация электронов в ионосфере Земли существенно влияет на распределение тока в тросе, что влечёт за собой изменение параметров орбиты наноспутника, это необходимо учитывать при проектировании космических миссий. Показано, что для рассматриваемого диапазона высот при восстановлении зависимости концентрации электронов от высоты в рассматриваемом диапазоне высот (от 300 км до 400 км) наилучшее приближение методом наименьших квадратов соответствует степени полинома равному 4. Представляет интерес расширение диапазона высот до более низких орбит, учитывая при этом влияние атмосферы на движение ЭДКТС. Предполагается в дальнейшем провести проверку работы алгоритмов на более полных моделях, учитывающих деформацию троса.

Библиографический список

1. Zhong R., Zhu Z.H. Dynamics of nanosatellite deorbit by bare electrodynamic tether in low earth orbit // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2013. V. 50, Iss. 3. P. 691-700. DOI: 10.2514/1.a32336
2. Ohkawa Y., Kawamoto S., Okumura T., Iki K., Okamoto H., Inoue K., Uchiyama T., Tsujita D. Review of KITE – Electrodynamic tether experiment on the H-II transfer vehicle // *Acta Astronautica*. 2020. V. 177. P. 750-758. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.03.014
3. Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 329 с.
4. Levin E.M. Dynamic analysis of Space Tether missions. San Diego, CA: American Astronautical Society, 2007. 453 p.
5. Sánchez-Arriaga G., Bombardelli C., Chen X. Impact of nonideal effects on bare electrodynamic tether performance // *Journal of Propulsion and Power*. 2015. V. 31, Iss. 3. P. 951-955. DOI: 10.2514/1.b35393
6. Xie K., Liang F., Xia Q., Wang N., Zhang Z., Yuan H., Liu X., Wu Z. Power generation on a bare electrodynamic tether during debris mitigation in space // *International Journal of Aerospace Engineering*. 2021. V. 2021. DOI: 10.1155/2021/8834196
7. Gangqiang L., Zhu Z. Parameter influence on electron collection efficiency of a bare electrodynamic tether // *Science China Information Sciences*. 2018. V. 61. DOI: 10.1007/s11432-017-9219-1
8. Воеводин П.С., Заболотнов Ю.М. Моделирование процесса торможения наноспутника с помощью электродинамической тросовой системы // *Труды XXI Международной конференции «Проблемы управления и моделирования в сложных системах»* (03-06 сентября 2019 г., Самара, Россия). Т. 1. Самара: Офорт, 2019. С. 232-237.
9. Estes R.D., Lorenzini E.C., Sanmartin J., Peláez J., Martínez-Sánchez M., Johnson C.L., Vas I.E. Bare tethers for electrodynamic spacecraft propulsion // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2000. V. 37, Iss. 2. P. 205-211. DOI: 10.2514/2.3567
10. Sanmartin J.R., Martinez-Sanchez M., Ahedo E. Bare wire anodes for electrodynamic tethers // *Journal of Propulsion and Power*. 1993. V. 9, Iss. 3. P. 353-360. DOI: 10.2514/3.23629
11. Bilitza D., Altadill V., Truhlik V., Shubin V., Galkin I., Reinisch B., Huang X. International Reference Ionosphere 2016: From ionospheric climate to real-time weather predictions // *Space Weather*. 2017. V. 15, Iss. 2. P. 418-429. DOI: 10.1002/2016sw001593
12. Охочимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полёта. М.: Наука, 1990. 448 с.

ON THE POSSIBILITY OF DETERMINING THE PARAMETERS OF THE IONOSPHERE WHEN REMOVING A NANOSATELLITE FROM ORBIT USING AN UNINSULATED CONDUCTIVE TETHER

© 2025

T. A. Bystranova

Postgraduate Student of the Department of Software Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
tsskd@mail.ru

Yu. M. Zabolotnov

Doctor of Science (Engineering), Professor,
Professor of the Department of Software Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
yumz@yandex.ru

Currently, one of the ways to quickly remove spent nanosatellites from orbit is the use of non-insulated conductive tether, during the movement of which an electrodynamic braking force arises in the Earth's magnetic field, transferring the nanosatellite to the trajectory of descent into the atmosphere. In this paper, the possibility of determining the concentration of electrons in the Earth's ionosphere from the resulting current distribution in an uninsulated tether during the deceleration of a nanosatellite is analyzed. It is shown that the concentration of electrons directly affects the position of the zero potential point on the cable and, therefore, this fact can be used to solve the problem. An algorithm for determining the electron concentration by the position of the zero potential point was developed. Numerical simulation of the process of determining the electron concentration during the deceleration of a nanosatellite is carried out, taking into account the unavoidable measurement errors.

Nanosatellite; tether system; non-insulated conductive tether; removal of a nanosatellite from orbit; current distribution; zero potential point; determination of electron concentration

Citation: Bystranova T.A., Zabolotnov Yu.M. On the possibility of determining the parameters of the ionosphere when removing a nanosatellite from orbit using an uninsulated conductive tether. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 19-30. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-19-30

References

1. Zhong R., Zhu Z.H. Dynamics of nanosatellite deorbit by bare electrodynamic tether in low earth orbit. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2013. V. 50, Iss. 3. P. 691-700. DOI: 10.2514/1.a32336
2. Ohkawa Y., Kawamoto S., Okumura T., Iki K., Okamoto H., Inoue K., Uchiyama T., Tsujita D. Review of KITE – Electrodynamic tether experiment on the H-II transfer vehicle. *Acta Astronautica*. 2020. V. 177. P. 750-758. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.03.014
3. Beletskiy V.V., Levin E.M. *Dinamika kosmicheskikh trosovykh sistem* [Dynamics of space tether systems]. Moscow: Nauka Publ., 1990. 329 p.
4. Levin E.M. Dynamic analysis of Space Tether missions. San Diego, CA: American Astronautical Society, 2007. 453 p.
5. Sánchez-Arriaga G., Bombardelli C., Chen X. Impact of nonideal effects on bare electrodynamic tether performance. *Journal of Propulsion and Power*. 2015. V. 31, Iss. 3. P. 951-955. DOI: 10.2514/1.b35393
6. Xie K., Liang F., Xia Q., Wang N., Zhang Z., Yuan H., Liu X., Wu Z. Power generation on a bare electrodynamic tether during debris mitigation in space. *International Journal of Aerospace Engineering*. 2021. V. 2021. DOI: 10.1155/2021/8834196
7. Gangqiang L., Zhu Z. Parameter influence on electron collection efficiency of a bare electrodynamic tether. *Science China Information Sciences*. 2018. V. 61. DOI: 10.1007/s11432-017-9219-1
8. Voevodin P.S., Zabolotnov Yu.M. Modeling of the braking process of a nanosatellite using an electrodynamic cable system. *Proceedings of the XXI International Conference «Complex Systems: Control and Modeling Problems» (September, 3-6, 2019, Samara, Russia)*. V. 2. Samara: Ofort Publ., 2019. P. 232-237. (In Russ.)
9. Estes R.D., Lorenzini E.C., Sanmartin J., Peláez J., Martínez-Sánchez M., Johnson C.L., Vas I.E. Bare tethers for electrodynamic spacecraft propulsion. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2000. V. 37, Iss. 2. P. 205-211. DOI: 10.2514/2.3567
10. Sanmartin J.R., Martinez-Sanchez M., Ahedo E. Bare wire anodes for electrodynamic tethers. *Journal of Propulsion and Power*. 1993. V. 9, Iss. 3. P. 353-360. DOI: 10.2514/3.23629
11. Bilitza D., Altadill V., Truhlik V., Shubin V., Galkin I., Reinisch B., Huang X. International Reference Ionosphere 2016: From ionospheric climate to real-time weather predictions. *Space Weather*. 2017. V. 15, Iss. 2. P. 418-429. DOI: 10.1002/2016sw001593
12. Okhotsimskiy D.E., Sikharulidze Yu.G. *Osnovy mekhaniki kosmicheskogo poleta* [Fundamentals of space flight mechanics]. Moscow: Nauka Publ., 1990. 448 p.

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ТИПА АИСТ-2 ДЛЯ ЗАДАЧИ МОНИТОРИНГА ТЕРРИТОРИИ МЬЯНМЫ

© 2025

Т. А. Мью аспирант кафедры космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
myohtetaung163847@gmail.com

В. И. Абрашкин кандидат технических наук, доцент кафедры космического
машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
abrashkin.vi@ssau.ru

Представлен анализ факторов, влияющих на целевые характеристики и требуемую характеристическую скорость при выполнении манёвра орбиты для улучшения целевых характеристик малых космических аппаратов. Анализ проведён для малого космического аппарата типа АИСТ-2 на орбитах с высотой в диапазоне от 350 до 700 км с учётом угла отклонения оптической оси космического аппарата. Для оценки срока активного существования космического аппарата АИСТ-2Д учитываются изменения плотности воздуха, обусловленные солнечной активностью при движении космического аппарата по орбите. Чтобы обеспечить срок активного существования малого космического аппарата типа АИСТ-2 более 10 лет, и с учётом того, что целевые характеристики являются наиболее стабильными, как только космический аппарат снижается до определённой высоты, включаются двигатели для маневрирования космического аппарата до его начальной высоты. Требуемая характеристическая скорость получается из разницы высот орбиты, которую необходимо повторно поднять для решения задачи мониторинга Мьянмы, и на основе этого значения определяются необходимая масса топлива, масса двигательной установки и наиболее подходящий тип двигателя.

Малый космический аппарат; целевые характеристики; срок активного существования; характеристическая скорость; двигательная установка; дистанционное зондирование Земли; Мьянма

Цитирование: Мью Т.А., Абрашкин В.И. Методы и средства повышения эффективности космического аппарата типа АИСТ-2 для задачи мониторинга территории Мьянмы // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 31-44. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-31-44

Введение

В настоящее время заказчики космических аппаратов (КА) хотят получать спутниковые снимки с максимально возможными целевыми характеристиками. Кроме того, необходимо, чтобы КА служили дольше при минимальных затратах. Вопросы снижения затрат решаются за счёт использования малых космических аппаратов (МКА) (например, АИСТ-2Д) и продления срока активного существования КА за счёт применения двигательных установок. На КА используются разные типы двигателей для устранения ошибок выведения, выполнения манёвров и коррекции возмущений орбиты.

Линейное разрешение на местности, ширина полосы обзора, время активного существования являются качественными и количественными целевыми характеристиками КА. Для улучшения целевых характеристик КА в течение срока активного существования необходимо выполнить поддержание орбиты или осуществление манёвров на орбите. Поддержание высоты орбиты улучшает целевые характеристики, а также продлевает

срок активного существования КА. Однако только маневрирование на орбите обеспечивает возможность восстановления целевых характеристик КА во время полёта над определённой территорией.

МКА АИСТ-2Д находился в полёте 8 лет и получал разрешение 1,4 м на высоте орбиты 490 км. Однако МКА типа АИСТ-2 не был оснащён двигателями, которые могли бы корректировать целевые характеристики МКА во время полёта и продлевать срок его активного существования.

Основными характеристиками двигательной установки (ДУ) являются тяга двигателя, удельный импульс, скорость истечения рабочего тела, масса топлива и время работы ДУ. В данной статье определены основные характеристики двигательных установок, которые можно установить на МКА типа АИСТ-2 для решения конкретной задачи.

Анализ факторов, влияющих на целевые характеристики малых космических аппаратов

Линейное разрешение на местности

Зависимость величины линейного разрешения на местности (ЛРМ) от рабочей длины световой волны λ_p , диаметра апертуры оптической системы $D_{эз}$, высоты полёта космического аппарата H и нормированной пространственной частоты k_0 описывается выражением [1]:

$$L_{ЛРМ} = \frac{\lambda_p H}{2k_0 D_{эз}}, \quad (1)$$

где $k_0 = 0,3 \pm 0,03$ – нормированная пространственная частота; H – высота полёта космического аппарата; $\lambda_p = 0,6 \cdot 10^{-6}$ м – рабочая длина волны (средняя из анализируемого диапазона); $D_{эз}$ – минимальный потребный диаметр главного зеркала.

Для космического аппарата типа АИСТ-2 принимаются следующие параметры: высота полёта космического аппарата (350...700) км; рабочая длина волны для панхроматического диапазона (ПХ) $0,6 \cdot 10^{-6}$ м и минимальный потребный диаметр главного зеркала 0,36 м.

Линейное разрешение изменяется, когда оптическая ось КА отклоняет от надира. Линейное разрешение $L_{ЛРМ}$ при заданном угле отклонения можно рассчитать по зависимости:

$$L_{ЛРМ} = \frac{\lambda_p \left((R_з + H) \cos \gamma - \sqrt{(R_з + H)^2 \cos^2 \gamma - H(2R_з + H)} \right)}{2k_0 D_{эз} \cos \gamma}, \quad (2)$$

где $R_з$ – средний радиус Земли; γ – угол отклонения оптической оси КА от надира.

Как правило, угол γ задаётся и по статистике составляет от 40° до 65° [2].

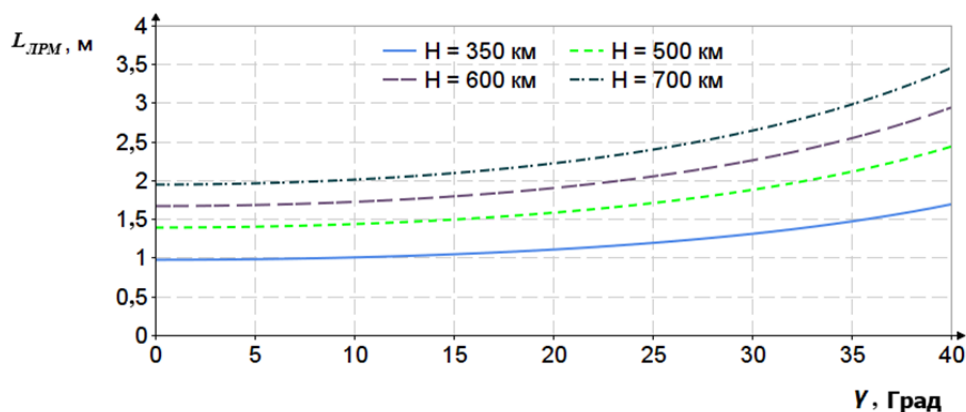


Рис. 1. Линейное разрешение на местности в зависимости от угла отклонения оптической оси космического аппарата

В данном случае принимается $\gamma_{\max} = 40^\circ$ и вычисляются значения ЛРМ для разных высот орбит (рис. 2).

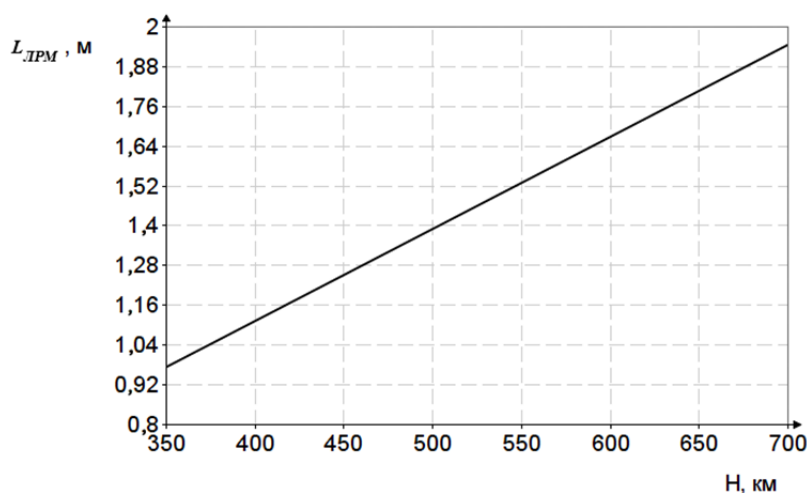


Рис. 2. Линейное разрешение на местности в зависимости от высоты полёта космического аппарата типа АИСТ-2

Анализируя зависимость на рис. 1, можно сделать вывод, что ЛРМ при угле отклонения в 40 градусов в 1,75 раза хуже, чем при 0 градусах.

Ширина полосы обзора

Ширина полосы обзора L для круговых орбит постоянна при заданных углах отклонения оптической оси КА от надира. Ширина полосы обзора без учёта кривизны поверхности Земли определяется по зависимости [2]:

$$L = 2H \operatorname{tg}(\gamma_{\max}), \quad (3)$$

где $\gamma_{\max}$ – максимальный угол отклонения оптической оси КА от надира (рис. 3).

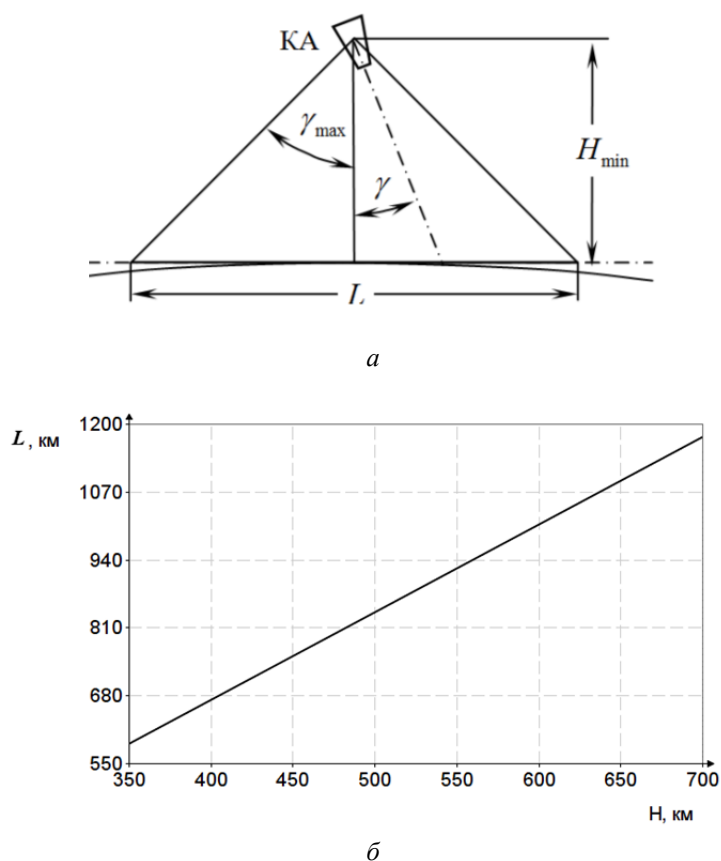


Рис. 3. Схема определения ширины полосы обзора (а) и зависимость ширины полосы обзора от высоты полёта космического аппарата при угле крена 40 градусов (б)

Для определения зависимости возможной снимаемой площади от высоты полёта КА требуется определить время нахождения КА на освещённой части орбиты. Угол полураствора конуса тени [3]:

$$\alpha_T = \arcsin\left(\frac{R_3}{R_3 + H}\right). \quad (4)$$

Период обращения КА по круговой орбите можно вычислить как

$$T = 2\pi\sqrt{\frac{(R_3 + H)^3}{\mu_3}}, \quad (5)$$

где $\mu_3 = 398602 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – гравитационная постоянная Земли.

Время пребывания КА в тени определится по формуле [3]:

$$t_T = \frac{\alpha_T T}{\pi} = 2\sqrt{\frac{(R_3 + H)^3}{\mu_3}} \arcsin\left(\frac{R_3}{R_3 + H}\right). \quad (6)$$

Тогда время пребывания КА в свете:

$$t_{\text{СП}} = T - t_T = 2\pi \sqrt{\frac{(R_3 + H)^3}{\mu_3}} \left(1 - \frac{\arcsin\left(\frac{R_3}{R_3 + H}\right)}{\pi} \right). \quad (7)$$

Возможную снимаемую площадь в зависимости от высоты полёта КА можно вычислить по формуле:

$$A = R_3 (2\pi - \alpha_T) L = R_3 L \left(2\pi - \arcsin\left(\frac{R_3}{R_3 + H}\right) \right). \quad (8)$$

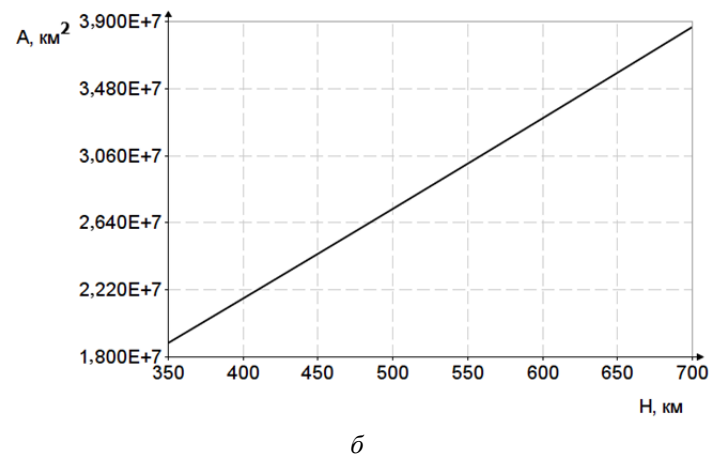
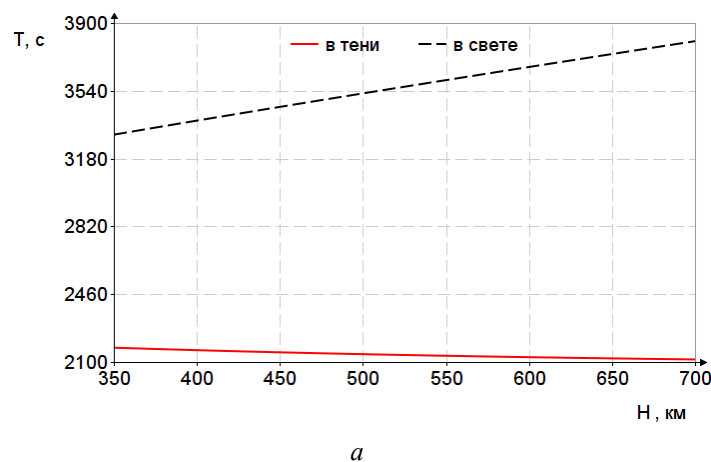


Рис. 4. Время полёта в тени и в свете (а) и возможная снимаемая площадь (б) в зависимости от высоты полёта космического аппарата

На рис. 4 показаны время полёта в тени и в свете, а также возможная снимаемая площадь в зависимости от высоты полёта КА на одном витке. Только время нахождения КА в свете даёт возможность получить снимаемую площадь, при этом нет необходимости делать снимки в течение всего этого времени. Согласно статистике, время съёмки КА на одном витке не может превышать 300 секунд из-за ограничения по электроэнергетике.

Время активного существования космического аппарата

Время активного существования КА зависит от его баллистического коэффициента и значения вспомогательной функции. Баллистический коэффициент КА определяется как [1]:

$$\sigma = \frac{c_x S_m}{2m_{КА}}, \quad (9)$$

где c_x – коэффициент аэродинамического сопротивления; S_m – площадь мицеля КА; $m_{КА}$ – масса КА.

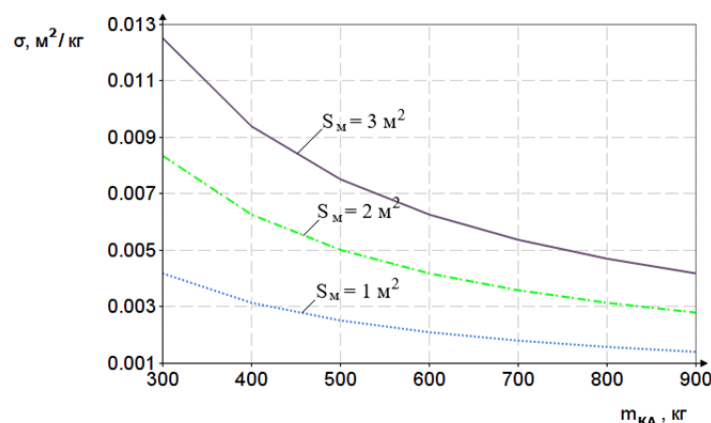


Рис. 5. Баллистический коэффициент космического аппарата в зависимости от его массы и площади мицеля

Для КА АИСТ-2Д принимаются: масса $m_{КА} = 530$ кг, площадь мицеля $S_m = 2$ м² и коэффициент аэродинамического сопротивления $c_x = 2,5$.

Вспомогательная функция $F(H)$, описывающая время снижения КА с орбиты, определяется как [2]:

$$F(H) = \frac{1}{2\sqrt{\mu_3}} \int_0^H \frac{dH}{\rho(H)\sqrt{R_3 + H}}, \quad (10)$$

где $\rho(H)$ – плотность атмосферы в зависимости от высоты.

В этом случае время Δt снижения орбиты КА с высоты H_1 до высоты H_2 :

$$\Delta t = \frac{F(H_1) - F(H_2)}{\sigma}. \quad (11)$$

Чтобы рассчитать срок активного существования КА АИСТ-2Д, рассчитывается шаг за шагом время, которое потребуется для снижения на каждые 10 км. Каждый раз, когда один шаг высоты снижается, учитывается изменение солнечной активности. В итоге получается суммарное время снижения КА с одной высоты до другой или время срока существования КА на данной орбите. Изменения солнечной активности описаны в [4] (рис. 6), значения вспомогательной функции для разных высот берутся по ГОСТ 25645.101-83 [5].

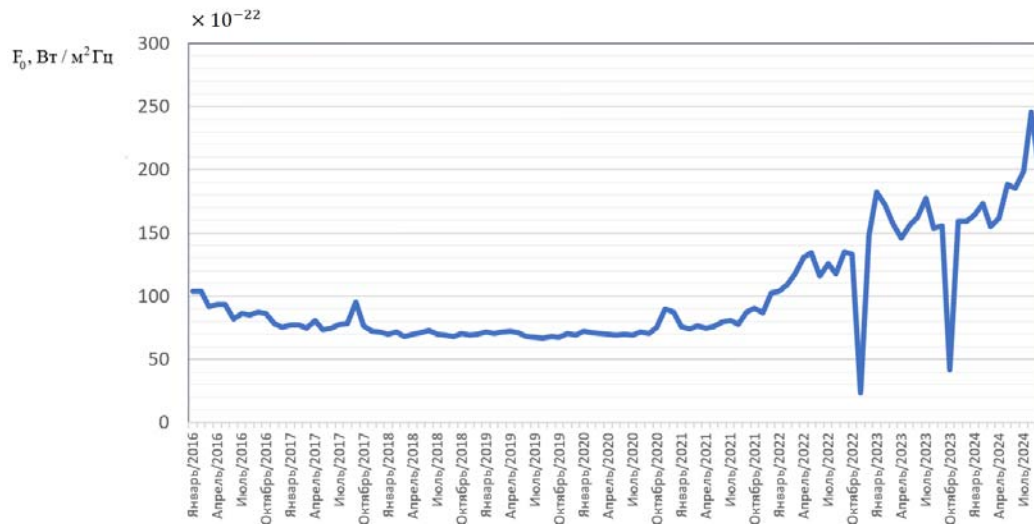
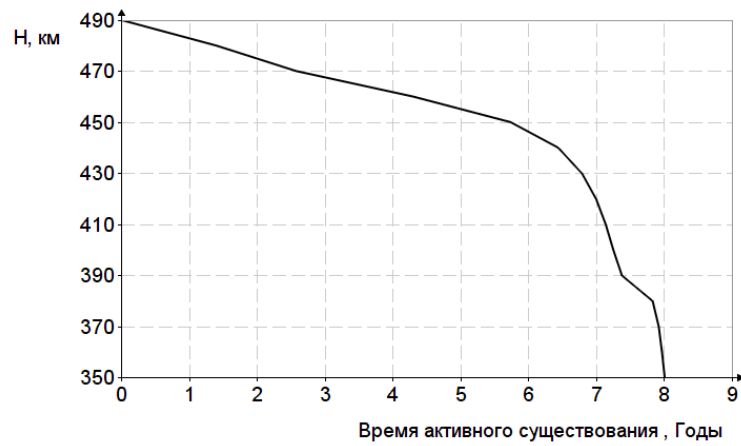
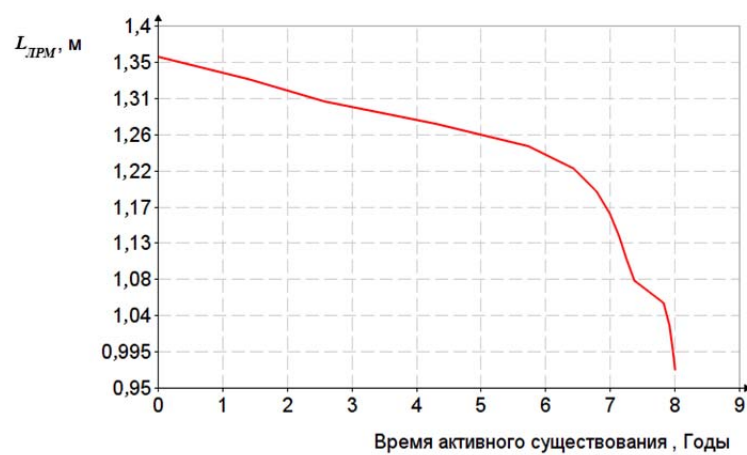


Рис. 6. Солнечная активность F_0 с 2016 по 2024 гг. [4]



а



б

Рис. 7. Высота полёта космического аппарата АИСТ-2Д (а)
и линейное разрешение получаемое космическим аппаратом АИСТ-2Д (б)
в зависимости от времени его активного существования

На рис. 6 показан график изменения солнечной активности F_0 с 2016 по 2024 гг. С учётом солнечной активности получен график изменения высоты полёта КА АИСТ-2Д в зависимости от времени его полёта (рис. 7, а). Исходя из значения высоты получены значения разрешения с течением времени активного существования (рис. 7, б). Существует лишь небольшая допустимая разница между значением срока активного существования, полученным с учётом солнечной активности, и значением, полученным в результате фактического полёта.

Определение потребной характеристической скорости для выполнения манёвра орбиты

Если задаётся требуемый диапазон разрешения на местности, то можно получить диапазон высот орбиты для размещения КА. Поскольку рабочий диапазон высот телескопа, размещённого на КА типа АИСТ-2, составляет от 350 до 700 км, то начиная с 360 км, рассчитываются характеристические скорости, необходимые для изменения орбиты (рис. 8).

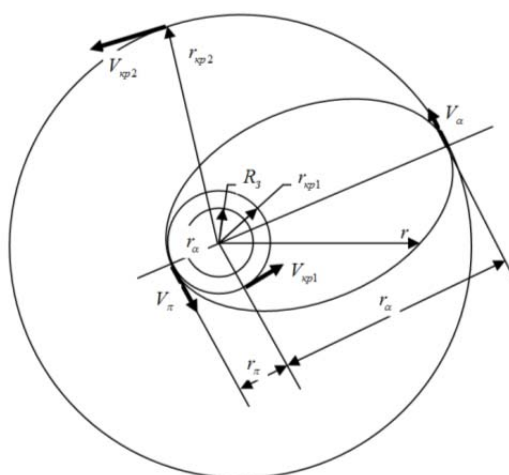


Рис. 8. Схема перелёта космического аппарата на высокую круговую орбиту

Приращение скорости ΔV_1 для перевода КА с низкой круговой орбиты на эллиптическую определяется как [2]:

$$\Delta V_1 = V_{\pi} - V_{kp1} = V_1 \sqrt{R_3 \left(\frac{2}{r_{\pi}} - \frac{1}{a} \right)} - V_1 \sqrt{\frac{R_3}{r_{kp1}}}, \quad (12)$$

где V_{π} – скорость в перигее переходной эллиптической орбиты; V_{kp1} – скорость на низкой круговой орбите; V_1 – первая космическая скорость (7910 м/с); R_3 – средний радиус Земли; r_{π} – радиус перигея переходной эллиптической орбиты; a – большая полуось эллиптической переходной орбиты.

В (12) большая полуось эллиптической переходной орбиты определяется по формуле:

$$a = \frac{r_a + r_{\pi}}{2}, \quad (13)$$

где $r_{\pi} = r_{kp1}$; $r_a = r_{kp2}$.

Приращение скорости ΔV_2 для перехода КА с эллиптической орбиты на высокую круговую орбиту определяется по формуле [2]:

$$\Delta V_2 = V_{кр2} - V_a = V_1 \sqrt{\frac{R_3}{r_{кр2}}} - V_1 \sqrt{R_3 \left(\frac{2}{r_a} - \frac{1}{a} \right)}, \quad (14)$$

где $V_{кр2}$ – скорость КА на высокой круговой орбите; V_a – скорость КА в апогее переходной эллиптической орбиты.

Суммарная потребная характеристическая скорость для выполнения манёвра:

$$V_x = \Sigma V = \Delta V_1 + \Delta V_2. \quad (15)$$

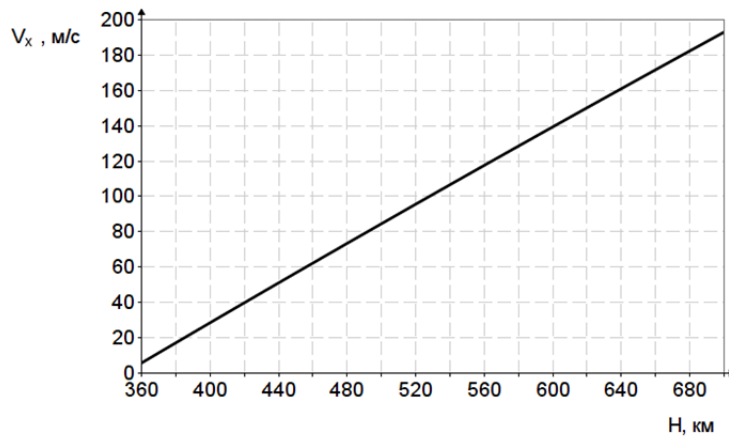


Рис. 9. Потребная суммарная характеристическая скорость для перехода с высоты 350 км до заданной высоты

На рис. 9 представлены значения потребной суммарной характеристической скорости для перехода с высоты 350 км до заданной высоты.

Расчёт двигательной установки на базе однокомпонентного, двухкомпонентного жидкостного ракетного двигателя и электроракетного двигателя

Из формулы Циолковского определяется необходимая масса топлива для выполнения манёвров [6]. Характеристическая скорость определяется как:

$$V_x = J_{y\partial} \ln z, \quad (16)$$

где $J_{y\partial}$ – удельный импульс топлива (м/с); z – число Циолковского:

$$z = \frac{m_{КА0}}{m_{КА0} - m_{топл}}, \quad (17)$$

где $m_{топл}$ – масса топлива, необходимая для обеспечения запланированной характеристической скорости КА; $m_{КА0}$ – масса КА, полностью заправленного топливом.

Отсюда:

$$m_{топл} = m_{КА0} - \frac{m_{КА0}}{e^{\left(\frac{V_x}{J_{y\partial}} \right)}}. \quad (18)$$

Для обеспечения гарантированного запаса топлива, учитывающего «незабор» топлива, непроизводительные выбросы и др., учитывается коэффициент ($k_{нт} \approx 1,05 \dots 1,10$). Тогда масса топлива в баках:

$$m_T = k_{нт} m_{топл} . \quad (19)$$

По статистике отношение s массы заправленной ДУ $m_{ДУ}$ к массе ДУ без топлива составляет $s = 2,5$. Тогда

$$m_{ДУ} = \frac{s}{s-1} m_T . \quad (20)$$

Масса ДУ, полностью заправленного топливом $m_{ДУ0}$:

$$m_{ДУ0} = m_T + m_{ДУ} . \quad (21)$$

В таблице показаны существующие типы ДУ для МКА, и на рис. 10 соответствующие массы заправленных ДУ.

Таблица. Существующие типы двигательной установки для малых космических аппаратов [8]

№	Рабочее тело	Параметры (тяга и удельный импульс)
1.	ДУ на монотопливе (гидразин, нитрат гидроксил аммония)	МКА, $P \sim 0,1 \dots 25$ Н, $J_{уд} \sim 2140$ м/с
2.	Двухкомпонентные ДУ (азотный тетраоксид (АТ) + несимметричный диметилгидразин (НДМГ))	МКА, $P \sim 6 \dots 400$ Н, $J_{уд} \sim 2750$ м/с
3.	Электроракетные двигательные установки (ЭРДУ) (ксенон)	МКА, $P \sim 0,014 \dots 0,1$ Н, $J_{уд} \sim 12000$ м/с

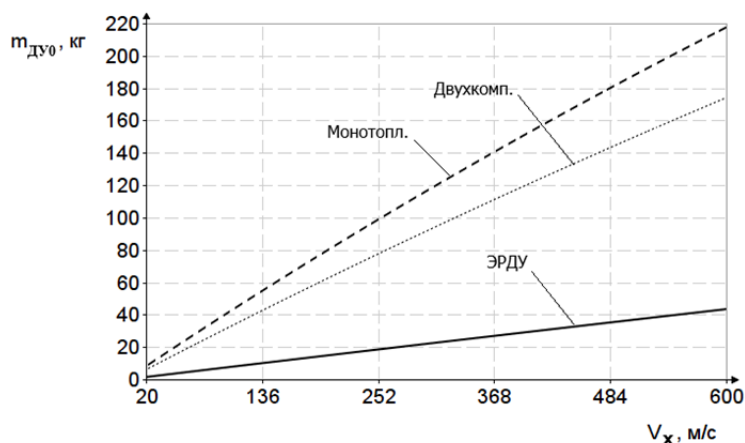


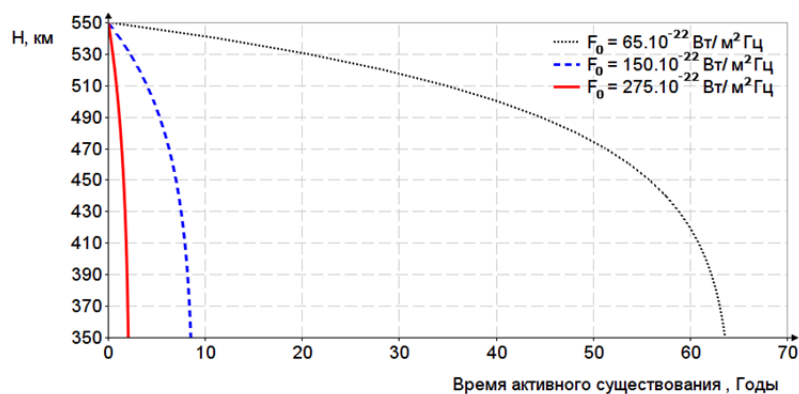
Рис. 10. Зависимость массы заправленных двигательных установок различных типов для малых космических аппаратов от требуемой суммарной характеристической скорости

Из рис. 10. видно, что наименьшая масса получается при использовании ЭРДУ, и средняя масса – при использовании двухкомпонентных ДУ. Энергопотребление однокомпонентных и двухкомпонентных ДУ значительно меньше, чем ЭРДУ. Чем больше времени потребуется для перехода орбиты с одной высоты на другую, тем больше будут

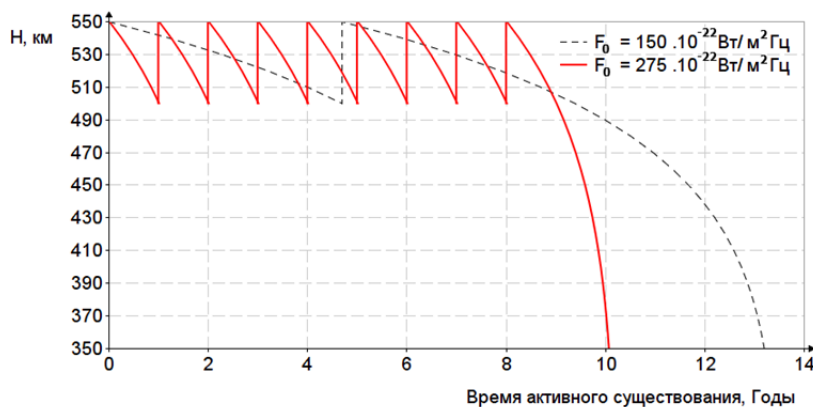
потери информации. Чтобы избежать этого и обеспечить наименьшее время перехода на более высокую орбиту, выбираются двухкомпонентные ДУ. На сегодняшний день наиболее широко используются следующие пары двухкомпонентных топлив: АТ + НДМГ, керосин + кислород и водород + кислород [8]. Из этих трёх топливных пар высокий удельный импульс и высокую плотность имеет АТ + НДМГ. Удельный импульс пары кислород + водород самый высокий из трёх. Однако его заправка и хранение очень сложны и опасны. В итоге для данной задачи предпочтительна топливная пара АТ + НДМГ.

Решение задачи для территории Мьянмы

Для того, чтобы выполнить задачу максимального использования КА для контроля территории Мьянмы, необходимо КА находиться на высоте орбиты, которая даёт максимальную периодичность. Согласно анализу, время прохождения КА типа АИСТ-2 над территорией Мьянмы является максимальным на высоте 550 км. Поэтому КА типа АИСТ-2 должен быть запущен на высоту 550 км. Для расчёта срока активного существования КА, который получается при постепенном снижении шага высот (10 км за шаг), значение солнечной активности принимается как минимальное, среднее и максимальное, равные соответственно $(65/150/275) \cdot 10^{-22}$ Вт/м²Гц. Как только высота орбиты снизится до 500 км, включается ДУ для достижения начальной высоты в 550 км. Для изменения орбиты необходимо использовать два импульса: первый импульс $\Delta V_1 = 13,794$ м/с и второй импульс $\Delta V_2 = 13,769$ м/с.



а



б

Рис. 11. Зависимость высоты полёта космического аппарата типа АИСТ-2 от времени его полёта без двигательной установки (а) и с двигательной установкой (б) при различной величине солнечной активности

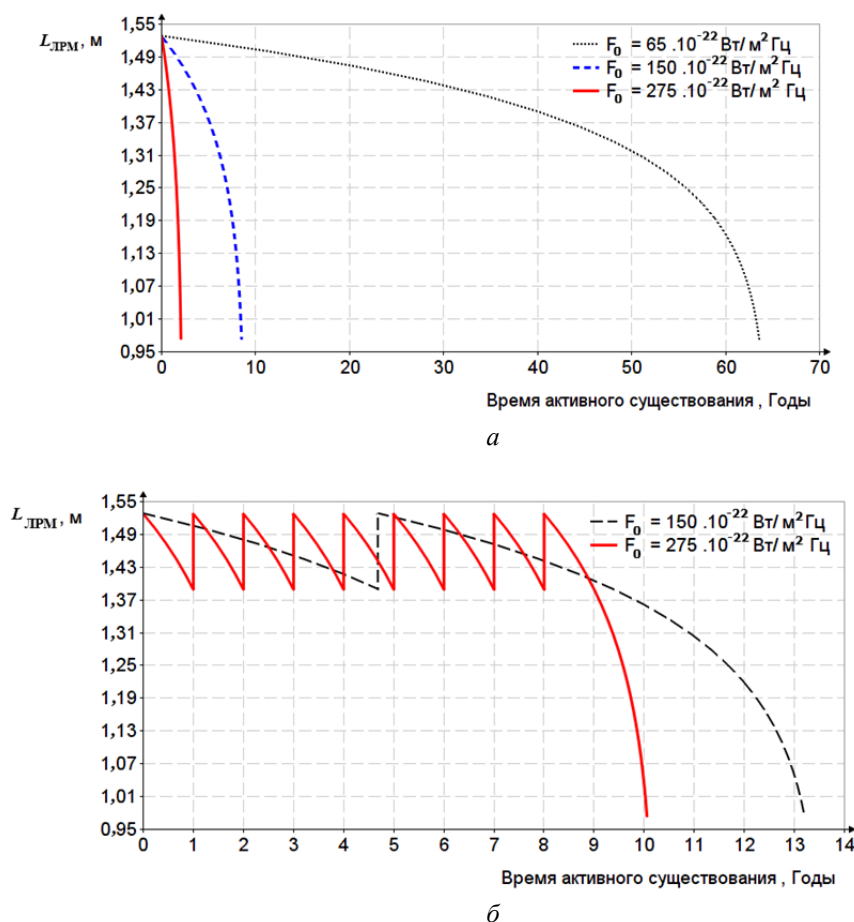


Рис. 12. Зависимость линейного разрешения на местности, получаемого космическим аппаратом типа АИСТ-2, от времени его полёта без двигательной установки (а) и с двигательной установкой (б) при различной величине солнечной активности

Тяга и удельный импульс двухкомпонентных ДУ (АТ + НДМГ) для МКА: $P \sim 6...400$ Н и $J_{\text{уд}} \sim 2750$ м/с соответственно [7]. При этом масса топлива (АТ + НДМГ) и масса ДУ для обеспечения двух импульсов равны 5,2 кг и 3,26 кг соответственно. Если используется ДУ тягой 6,6 Н, секундный расход топлива $\dot{m}$ будет 0,002 кг/с и тогда потребное время для обеспечения двух суммарных импульсов равно 43 мин. На рис. 11 и 12 показаны зависимости высоты полёта КА и ЛРМ КА типа АИСТ-2 от времени его полёта без ДУ и с ДУ при различной величине солнечной активности.

Заключение

Проведён анализ качества (линейного разрешения) и количества информации (снимаемой площади) космического аппарата типа АИСТ-2 для задачи мониторинга территории Мьянмы. Чем выше высота полёта космического аппарата, тем больше значение снимаемой площади, но ниже качество изображения. И наоборот, чем ниже значение высоты, тем меньше значение снимаемой площади, но выше качество изображения. Космический аппарата типа АИСТ-2 будет запущен на высоту 550 км над территорией Мьянмы для получения максимальной периодичности, он рассчитан на 10-летний срок активного существования. Для обеспечения указанного срока активного

существования космического аппарата (10 лет), потребуется совершить восемь переходов (41,6 кг топлива АТ + НДМГ) при максимальной величине солнечной активности и один переход (5,2 кг топлива АТ + НДМГ) при средней величине солнечной активности. Чтобы иметь возможность установить двигательную установку, которая может быть использована на малом космическом аппарате типа АИСТ-2, необходимо учитывать оба вышеуказанных условия.

Библиографический список

1. Akhmetov R.N., Filatov A.V., Khalilov R.R., Raube S.S., Borisov M.V., Salmin V.V., Tkachenko I.S., Safronov S.L., Ivanushkin M.A. «AIST-2D»: Results of flight tests and application of earth remote sensing data for solving thematic problems // *Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Sciences*. 2023. V. 26, Iss. 3. P. 427-454. DOI: 10.1016/j.ejrs.2023.06.003
2. 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.
3. Никольский В.В. Проектирование сверхмалых космических аппаратов: учебное пособие. СПб: Балт. гос. техн. ун-т, 2012. 59 с.
4. Space weather prediction center: National oceanic and atmospheric administration. <https://www.swpc.noaa.gov/products/solar-cycle-progression>
5. ГОСТ 25645.101-83. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для проектных баллистических расчётов искусственных спутников Земли. М.: Издательство стандартов, 1984. 172 с.
6. Салмин В.В., Волоцуев В.В., Никитин А.В. Анализ характеристик электрореактивных двигательных установок, применяемых для проведения манёвров поддержания низкой рабочей орбиты малых космических аппаратов // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2021. Т. 20, № 3. С. 65-76. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-65-76
7. Рыжков В.В., Сулинов А.В. Двигательные установки и ракетные двигатели малой тяги на различных физических принципах для систем управления малых и сверхмалых космических аппаратов // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2018. Т. 17, № 4. С. 115-128. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-115-128
8. Егорычев В.С., Кондрусев В.С. Топлива химических ракетных двигателей: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. 72 с.

METHODS AND MEANS OF INCREASING THE EFFICIENCY OF THE AIST-2 TYPE SPACECRAFT FOR THE TASK OF MONITORING THE TERRITORY OF MYANMAR

© 2025

Ht. A. Myo

Postgraduate Student of the Department of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
myohtetaung163847@gmail.com

V. I. Abrashkin

Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department
of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
abrashkin.vi@ssau.ru

An analysis of the factors influencing the target characteristics and the required characteristic velocity during an orbital maneuver to improve the target characteristics of small spacecraft is presented. The analysis was performed for the AIST-2 type small spacecraft in orbits with an altitude in the range from 350 to 700 km, taking into account the angle of deviation of the optical axis of the spacecraft. To estimate the active life of the AIST-2D spacecraft, changes in air density caused by solar activity during the spacecraft's orbiting are taken into account. In order to ensure the active life of the AIST-2 typesmall spacecraft for more than 10 years, and taking into account the fact that the target characteristics are the most stable as soon as the spacecraft descends to a certain height, the engines are started to maneuver the spacecraft to its initial height. The required characteristic speed is obtained from the height difference of the orbit that must be re-raised to solve the task of monitoring Myanmar's territory, and based on this value, the required fuel mass, the mass of the propulsion system and the most suitable engine type are determined.

Small spacecraft; target characteristics; period of active life; characteristic velocity; propulsion system; Earth remote sensing; Myanmar

Citation: Myo Ht.A., Abrashkin V.I. Methods and means of increasing the efficiency of the AIST-2 type spacecraft for the task of monitoring the territory of Myanmar. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 31-44. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-31-44

References

1. Akhmetov R.N., Filatov A.V., Khalilov R.R., Raube S.S., Borisov M.V., Salmin V.V., Tkachenko I.S., Safronov S.L., Ivanushkin M.A. «AIST-2D»: Results of flight tests and application of earth remote sensing data for solving thematic problems. *Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Sciences*. 2023. V. 26, Iss. 3. P. 427-454. DOI: 10.1016/j.ejrs.2023.06.003
2. Kurenkov V.I. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov optiko-elektronnogo nablyudeniya poverkhnosti Zemli. Raschet osnovnykh kharakteristik i formirovanie 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.
3. Nikol'skiy V.V. *Proektirovanie sverkhmalykh kosmicheskikh apparatov: uchebnoe posobie* [Designing very small spacecraft]. SPb: Baltic State Technical University Publ., 2012. 59 p.
4. Space weather prediction center: National oceanic and atmospheric administration. Available at: <https://www.swpc.noaa.gov/products/solar-cycle-progression>
5. GOST 25645.101-83. Earth upper atmosphere. Density model for project ballistic computations of artificial Earth satellites. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1984. 172 p.
6. Salmin V.V., Volotsuev V.V., Nikitin A.V. Analysis of characteristics of electric propulsion systems intended for carrying out maneuvers of maintenance of low Earth working orbit of small satellites. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 3. P. 65-76. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-65-76
7. Ryzhkov V.V., Sulinov A.V. Propulsion systems and low-thrust rocket engines based on various physical principles for control systems of small and micro-spacecraft. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 4. P. 115-128. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-115-128
8. Egorychev B.C., Kondrusev B.C. *Topliva khimicheskikh raketnykh dvigateley: ucheb. posobie* [Chemical rocket engine fuels]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2007. 72 p.

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ РЕТРАНСЛЯЦИИ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ МНОГОСПУТНИКОВОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКОЙ

© 2025

- А. Ю. Потюпки** доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник;
АО «Российские космические системы», Москва;
Avramenko.sv@spacecorp.ru
- В. В. Красков** заместитель начальника отделения;
АО «Российские космические системы», Москва;
Kraskov.vv@spacecorp.ru
- С. А. Яхутин** директор проектов;
АО «Российские космические системы», Москва;
Yakhutin.sa@spacecorp.ru
- С. В. Авраменко** кандидат технических наук, начальник бюро;
АО «Российские космические системы», Москва;
Avramenko.sv@spacecorp.ru

Показана актуальность космической системы ретрансляции при создании многоспутниковых орбитальных группировок космических аппаратов. Исследуются параметры перспективной космической системы ретрансляции для управления многоспутниковой орбитальной группировкой космических аппаратов с учётом структуры технологического цикла управления космическими аппаратами. Предложена космическая система ретрансляции на низких и средних околоземных орбитах как динамическая телекоммуникационная система для обеспечения управления большим числом космических аппаратов. Для выполнения технологического цикла управления космическими аппаратами с заданным качеством сформулированы необходимые условия, в том числе при реализации методов многостанционного доступа. Предлагаемая космическая система ретрансляции рассматривается как система массового обслуживания. Приведён пример расчёта параметров геостационарной космической системы ретрансляции при использовании многолучевой антенной системы как системы массового обслуживания.

Система ретрансляции; система массового обслуживания; технологический цикл управления; многостанционный доступ; многоспутниковая группировка

Цитирование: Потюпки А.Ю., Красков В.В., Яхутин С.А., Авраменко С.В. Анализ возможностей создания системы ретрансляции для управления многоспутниковой орбитальной группировкой // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 45-55.
DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-45-55

Создание космической системы ретрансляции (КСР) для управления многоспутниковой орбитальной группировкой (МОГ) космических аппаратов (КА) является актуальной задачей для обеспечения глобальности и непрерывности управления с необходимой пропускной способностью системы. Однако зачастую получаемые оценки потребного количества спутников-ретрансляторов (СР) и необходимых каналов связи являются завышенными, экономически нерентабельными и не позволяют приступить к реализации практически обоснованных проектов КСР. Как отмечается в работе [1], «Основная причина заключается в её экономической целесообразности. Сегодня внимание разработчиков КА связи сосредоточено на предоставлении услуг информационного обмена массовому потребителю, в основном наземному, способному обеспечить экономическую эффективность проектов. Система ретрансляции, в свою очередь, ориентирована на ограниченный круг потребителей, в основном потребителей информации дистанционного зондирования Земли, и в силу этого не является экономически рента-

бельной». В связи с этим целесообразно рассмотреть возможные пути создания или модернизации существующей КСР для управления МОГ, исходя из представления орбитальной группировки многоагентной системой, порождающей множество заявок на реализацию индивидуальных технологических циклов управления (ТЦУ) КА.

Технология реализации ретрансляционного режима основана на директивном планировании и предполагает установление канала информационного обмена СР – КА в заданное время. Возможности существующей многофункциональной космической системы ретрансляции (МКСР) «Луч» имеют существенные ограничения, а сама МКСР «Луч» не предназначалась и не способна обеспечивать управление многоспутниковыми орбитальными группировками [2]. Анализ ретрансляционных отечественных и зарубежных технологий ретрансляционного режима свидетельствует о схожести подходов директивного планирования для КСР, развёрнутых на геостационарной орбите (ГСО). Вместе с тем оценка возможности управления КА на низких орбитах с ретрансляцией сигнала через спутниковые системы связи также на низких орбитах требует исследования систем ретрансляции как динамических телекоммуникационных систем с применением элементов теории массового обслуживания [3]. Взаимодействие космических систем связи и КА других МОГ должны рассматриваться с учётом известной модели взаимодействия открытых систем (ОСИ) на всех уровнях, и помимо традиционных уровней – физического и канального, обеспечивающих техническую инфраструктуру системы передачи данных, в настоящее время необходимо рассматривать и более высокие уровни, в первую очередь транспортный и сетевой [4]. Космические системы связи по своим возможностям уже сравнимы с наземными сетями сотовой связи и предназначены для обслуживания массового потребителя. Например, в работе [5] рассмотрена перспективная низкоорбитальная система связи на базе СР с функцией маршрутизатора пакетов сообщений и реализацией функций протокола BGP (Border Gateway Protocol), который подразумевает коррекцию бортовых таблиц маршрутизации СР при любом изменении конфигурации сети и функционала AAA (Authorization – Authentication – Accounting) на наземной станции. При этом характеристики межспутниковых трактов определяются сценарием поступления пакетов сообщений от группы межспутниковых трактов к одному абонентскому тракту, который формируется соответствующими аналитическими моделями с применением математического аппарата систем массового обслуживания (СМО) с простейшими потоками заявок и экспоненциальным распределением времени обслуживания.

Однако, основное внимание в известных работах уделяется традиционным характеристикам систем связи, например, качеству обслуживания (Quality of Service, QoS) – совокупности показателей, таких как скорость передачи, задержка, джиттер, потери, которые определяют степень удовлетворения пользователя предоставляемым ему обслуживанием, без учёта специфики функционирования КСР как сложных динамических технических систем и соответствующих влияющих факторов.

Следует учитывать, что КСР используют технологии коммутации каналов, а не коммутации сообщений или пакетов. Поэтому подходы, применимые для анализа наземных систем связи, целесообразно адаптировать под реальные условия. Подобная адаптация возможна с учётом ряда факторов, влияющих на качество функционирования КСР, к числу которых помимо традиционных, связанных с баллистическим построением КСР [4; 6], можно отнести структуру ТЦУ, определяющую директивное время проведения сеансов связи (СС) с КА; отказы борта, приводящие к возрастанию интенсивности СС; отказы средств информационного обмена, приводящие к отказу от обслуживания и перераспределению СС на другие средства; конфликты в заявках на обслуживание, приводящие к вынужденному отказу от проведения СС.

Особое значение перечисленные факторы приобретают для перспективных МОГ, насчитывающих сотни и тысячи управляемых объектов, где на первый план выходят факторы, обусловленные не только состоянием отдельных КА, но и системы в целом. Например, суточный коэффициент готовности системы из 1000 КА $K_r = 0,9$ подразумевает, что 100 КА из группировки возможно будут неработоспособны, причём их пространственно-временное распределение случайно, а отказы приводят к возрастанию интенсивности СС.

В работе [7] предложена концепция «орбитальных сот», предполагающая формирование динамической сети базовых станций по типу наземных сетей сотовой связи на основе выделенных из состава МОГ КА связи и ретрансляции. В этом случае в составе группировки выделяются КА, выполняющие роль базовых станций «орбитальных сот», выполняющие диспетчерские функции для организации связи как с абонентами, так и с соседними базовыми станциями и наземной инфраструктурой. Остальные КА МОГ выступают в качестве абонентов, оснащённых модемами сети, они регистрируются при нахождении в зоне действия конкретной «орбитальной соты» и пользуются её ресурсами как для передачи специальной информации для потребителей, так и для решения задач информационного обмена в процессе управления. Таким образом, предлагается функциональная специализация КА в МОГ путём создания базовых станций-ретрансляторов на основе выбранных КА.

Примем, что система ретрансляции статичная и каждый СР в зоне радиовидимости (ЗРВ) обеспечивает свою соту обслуживания. В системе координат относительно СР все КА будут последовательно перемещаться из соты в соту с обязательной регистрацией в ней путём излучения пилот-сигнала (рис. 1).

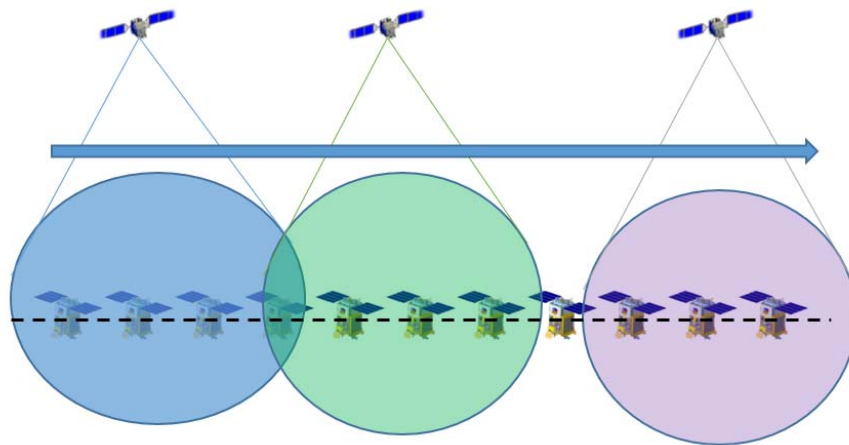


Рис. 1. Пример организации космической системы ретрансляции на основе орбитальных сот

При необходимости проведения СС каждый КА формирует запрос на СР, после чего осуществляется оценка возможностей предоставления канала обслуживания, в случае отказа выдаются рекомендации КА по свободной соте. Например, на рис. 2 диагональной штриховкой представлено возможное распределение нахождения КА в различных сотах 1 – 5. Если известна пропускная способность каждой соты (максимальное число КА, одновременно обслуживаемых в соте, например на рис. 2 по 7 КА), то можно выделить соты с резервом и перегруженные. Например, сота 3 перегружена на 1 КА, а соты 1, 4, 5 имеют резерв соответственно 3, 4, 2 КА. На том же рисунке горизонтальной штриховкой представлены запросы на проведение СС с КА. Как видно, количество планируемых сеансов может быть меньше числа КА, потенциально находящихся в ЗРВ.

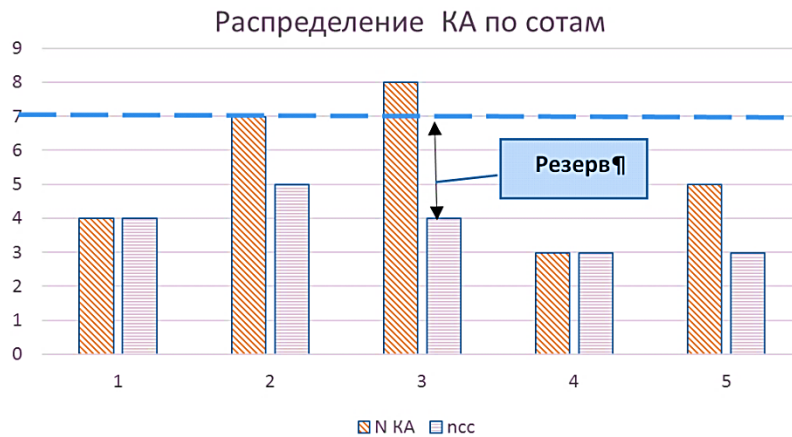


Рис. 2. Возможное распределение космических аппаратов по сотам

В силу того, что описанный процесс является случайным, возникает задача оценивания вероятности выполнения СС с КА из орбитальной группировки размерностью N группой СР размерностью M при условии, что каждый СР обладает ограниченной пропускной способностью, а сами сеансы должны пройти в директивное время. Иначе говоря, нужно обеспечить информационный обмен между центром управления полётом (ЦУП) и каждым КА с использованием КСР в соответствии с индивидуальным ТЦУ, определяющим количество сеансов в сутки и время их проведения, зависящее от программы полёта КА, выполнения целевых задач, технического состояния КА и других факторов. При этом в общем случае ТЦУ по разным КА может варьироваться в каждые сутки и является случайным.

Рассмотрим данный вопрос более подробно. Отметим, что сегодняшний расчёт КСР независимо от орбиты размещения СР – ГСО, средние или низкие орбиты, базируется на основе прямой геометрической видимости СР – КА, обеспечивающей требуемый интервал связи на допустимой дальности с допустимой радиальной скоростью при условии обеспечения требуемого энергетического потенциала для заданного отношения сигнал/шум и вероятности битовой ошибки. При этом предполагается, что сеансы проводятся при каждом попадании КА в ЗРВ СР. Однако на практике требуемое число n_{cc} СС для одного КА определяется его ТЦУ и может быть меньше числа $N_{зрв}$ потенциальных ЗРВ. Так как $N_{зрв} > n_{cc}$, то $n_{cc} = K_{cc} N_{зрв}$, где K_{cc} – доля СС в общей (суммарной) ЗРВ в фиксированный момент времени. Возможны различные варианты расчёта приведённого показателя, например, $K_{cc} = t_{cc}/t_{зрв}$ или $K_{cc} = t_{cc}/t_{сут}$, где $t_{cc}, t_{зрв}$ – суммарное время СС и ЗРВ для КА, $t_{сут}$ – длительность суток.

Известно, что для каждого КА осуществляется планирование распределения СС по аналогии с организацией СС наземным комплексом управления, исходя из запросов МОГ и возможностей КСР. Пусть каждый КА должен быть обслужен в соответствии с ТЦУ. Ежедневно на борт каждого i -го КА необходимо передать определённый объём управляющей информации $V_{уп}^i$ и принять объём контрольной информации $V_{кнт}^i$. Информация передаётся во время СС i -го КА с j -м средством управления этим КА (орбитального или наземного) длительностью τ_{ji} со скоростью R_{ji} . Тогда объём информации, переданный за СС j -м средством $V_i = \sum_{i=1}^m \tau_{ji} R_{ji}$, при этом длительность СС $\tau_{ji} < \tau_{ji}^{зрв}$ – времени геометрической ЗРВ, которое равно $\tau_{ji}^{зрв} = \tau_{ji}^{сл} + \tau_{ji}$, где $\tau_{ji}^{сл}$ – служебный ин-

тервал времени для установления связи, синхронизации сигналов и других служебных операций с i -м КА.

Учитывая то, что скорости передачи управляющей информации ЦУП – КА, и контрольной КА – ЦУП различны, как правило $R_{ji}^{\text{упр}} < R_{ji}^{\text{кнт}}$, объём передаваемой информации за K сеансов связи для i -го КА оценим как

$$V_{\text{упр}}^i = \sum_{j=1}^K \tau_{ij}^{\text{упр}} R_{ij}^{\text{упр}} \quad \text{и} \quad V_{\text{кнт}}^i = \sum_{j=1}^K \tau_{ij}^{\text{кнт}} R_{ij}^{\text{кнт}}.$$

Тогда $\tau_{ji} = \max(\tau_{ji}^{\text{упр}}, \tau_{ji}^{\text{кнт}})$, так как процессы обмена информацией ЦУП – КА и КА – ЦУП, как правило, происходят одновременно.

Если известны ЗРВ группировки СР, то при условии, что группировка СР «стационарна», а КА движутся относительно СР, схема взаимодействия может выглядеть следующим образом (рис. 3). Как видно из приведённого рисунка, часть СС полностью вписывается в интервалы ЗРВ, а некоторые из них выходят за пределы интервалов. Представим вероятность совпадения времени проведения СС с интервалами ЗРВ как вероятность выполнения ТЦУ за сутки следующим образом:

$$P_{\text{ЗРВ}} = \frac{S(\Delta\tau_j^i = 0)}{S_{\text{ТЦУ}}},$$

где $S(\Delta\tau_j^i = 0)$ – число СС, в которых интервал проведения СС полностью вписывается в интервал ЗРВ, т.е. $\tau_i^{\text{СС}} \subset \tau_j^{\text{ЗРВ}}$, $S_{\text{ТЦУ}}$ – общее число сеансов ТЦУ за сутки (планируемое).

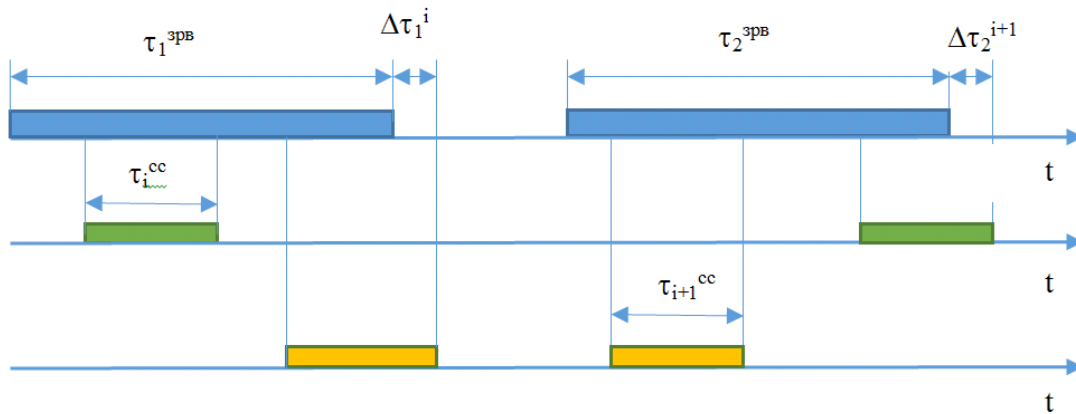


Рис. 3. Схема взаимодействия спутника-ретранслятора с космическим аппаратом

Космическая система ретрансляции, рассматриваемая как СМО, относится к классу многоканальных СМО без ожидания с отказами [8]. Основными параметрами таких систем являются следующие: интенсивность заявок $\lambda = 1/t_{\text{заявки}}$ [ед/мин], где $t_{\text{заявки}}$ – интервал между входами КА в ЗРВ СР; интенсивность обслуживания $\mu = 1/t_{\text{обсл}}$ [ед/мин],

где $t_{\text{обсл}}$ – среднее время обслуживания заявки КА в ЗРВ СР. Тогда параметр СМО, определяющий загруженность системы, можно записать в виде $\alpha = \lambda / \mu$.

Примем, что каждая заявка обслуживается только одним каналом. Тогда среднее число заявок λ_0 , обслуживаемых в единицу времени, – это произведение среднего числа занятых каналов $k_{\text{ср}}$ на плотность потока обслуживания (интенсивность) $\lambda_0 = \mu k_{\text{ср}}$, где $k_{\text{ср}}$ – среднее число занятых каналов обслуживания из общего числа каналов СР [ед].

Вероятность обслуживания произвольно выбранной заявки

$$P_{\text{обсл}} = \lambda_0 / \lambda = \mu k_{\text{ср}} / \lambda = k_{\text{ср}} / \alpha ,$$

а среднее число занятых каналов $k_{\text{ср}} = \alpha P_{\text{обсл}} = P_{\text{обсл}} \lambda / \mu$.

Если канал занят обслуживанием заявки, то, задаваясь значениями общего числа каналов n , интенсивностями λ и μ , при вероятности занятости канала $P_{\text{зан}}$ можно по известным соотношениям вычислить вероятность обслуживания $P_{\text{обсл}}$ и среднее число занятых каналов $k_{\text{ср}}$:

$$k_{\text{ср}} = n P_{\text{зан}} , \text{ где } P_{\text{зан}} = \left(P_{\text{обсл}} \frac{\lambda}{\mu} \right) / n .$$

Тогда, если задано R сот СР, в каждой из которых обслуживается $k_{\text{ср}}$ КА, в сутки КА совершают m витков, всего аппаратов N , согласно ТЦУ должно быть выполнено q СС, и общее число планируемых согласно ТЦУ сеансов $N q$, а проведённых реально за сутки $k_{\text{ср}} R m$, то условие

$$k_{\text{ср}} R m \geq N q \tag{1}$$

является условием обслуживания всей орбитальной группировки КА системой СР и выполнения запланированных ТЦУ для всех КА.

При этом в случае неучёта специфики ТЦУ при планировании СС на каждом витке при нахождении в ЗРВ СР, условие обслуживания будет выглядеть следующим образом:

$$k_{\text{ср}} R m \geq N m \text{ или } k_{\text{ср}} R \geq N . \tag{2}$$

Сравнение условий (1) и (2) показывает, что выигрыш по числу сеансов составляет m/q .

Как видно, реальная пропускная способность $k_{\text{ср}} R m$ определяется как числом СР и витков КА, так и в первую очередь возможностями каждого СР по реализации среднего числа занятых каналов $k_{\text{ср}}$, зависящего в свою очередь от общего числа каналов n :

$$k_{\text{ср}} \geq (N q) / (R m) .$$

Указанные требования позволяют оценить среднее число занятых каналов $k_{\text{ср}}$ с учётом заданных параметров СМО и требований ТЦУ.

Примем, что обслуживаются только те заявки, которые соответствуют требованиям $\tau_i^{\text{ср}} \subset \tau_j^{\text{ЗРВ}}$, иначе в этом случае заявка переносится на следующую ЗРВ и далее. При этом время обслуживания заявки увеличивается на время ожидания $t_{\text{ож}} = n \Delta t_{\text{ЗРВ}}$, где $\Delta t_{\text{ЗРВ}}$ – интервал времени между соседними ЗРВ СР, n – число переносов.

Количество таких переносов определяется биномиальным законом распределения

$$P(x = m) = \binom{m}{n} p^m q^{n-m},$$

где p – вероятность события, в нашем случае $P_{\text{ЗРВ}}$, $q = 1 - P_{\text{ЗРВ}}$ – вероятность обратного события.

Математическое ожидание числа зон определяется как произведение $n p$, или в нашем случае $R P_{\text{ЗРВ}}$, а среднее время ожидания соответственно

$$t_{\text{ож}}^{\text{ср}} = R P_{\text{ЗРВ}} \Delta t_{\text{ЗРВ}}.$$

Тогда общее время обслуживания определяется как $t_{\text{обсл}}^{\text{общ}} = t_{\text{обсл}} + t_{\text{ож}}^{\text{ср}}$.

Как видно, общее время обслуживания возрастает, что приводит к изменению интенсивности обслуживания μ с учётом ТЦУ, при этом $\mu_{\text{ТЦУ}} < \mu$, и соответствующему изменению параметров всей КСР как СМО.

Несмотря на свою простоту, приведённые соотношения позволяют решать следующие задачи:

- 1) оценка количества СР для управления МОГ заданной размерности при известных ограничениях на пропускную способность СР (число каналов) и структуру ТЦУ КА с заданной вероятностью обслуживания;
- 2) оценка количества КА МОГ для управления через группу СР заданной размерности при известных ограничениях на пропускную способность СР (число каналов) и структуру ТЦУ КА с заданной вероятностью обслуживания;
- 3) оценка пропускной способности СР (число каналов) для управления МОГ заданной размерности при известном числе СР и ограничениях на структуру ТЦУ КА с заданной вероятностью обслуживания;
- 4) оценка структуры ТЦУ КА для управления МОГ заданной размерности при известном числе СР и ограничениях на пропускную способность СР (число каналов) с заданной вероятностью обслуживания;
- 5) оценка текущей вероятности обслуживания при управлении МОГ заданной размерности для известного количества СР и ограничениях на пропускную способность СР (число каналов) и структуру ТЦУ КА.

Для оценки возможности управления КА из состава орбитальной группировки через СР рассмотрим пример для следующих исходных данных: $t_{\text{заявки}} = 1$ мин, продолжительность обслуживания $t_{\text{обсл}} = 5$ мин и, с учётом необходимости перехода в другую ЗРВ, из за требований ТЦУ и занятости каналов $t_{\text{обсл}} = 10, 15$ мин при базовом числе каналов СР – 5, 10, 20. Результаты расчётов приведены на рис. 4, 5. Анализ приведённых графиков свидетельствует о необходимости увеличения числа потенциально возмож-

ных каналов обслуживания как основного влияющего фактора и сокращении времени обслуживания каждой заявки, что определяется объёмом и скоростью передачи и информации.

Рост числа каналов обслуживания возможен за счёт реализации технологий многостанционного доступа, к числу которых относят следующие варианты разделения каналов: временной, частотный, кодовый, пространственный, поляризационный и комбинированный. Теоретические аспекты подобных технологий достаточно хорошо исследованы [4; 9], однако возникает вопрос их практической реализации. Как показано в работе [2], существующая МКСР не даёт возможности управления МОГ.



Рис. 4. Оценка вероятности обслуживания заявок и коэффициента занятости каналов



Рис. 5. Оценка среднего числа занятых каналов

Представляется, что для КСР на ГСО актуален комбинированный подход многостанционного доступа, основанный на пространственном, частотном и кодовом разделении каналов управления КА, что позволяет значительно повысить общую производительность системы и обеспечить управление вновь создаваемыми МОГ. Для геостационарной КСР такой подход при использовании многолучевой антенной систе-

мы, например АФАР, и методов модуляции, основанных на ортогональной кодовой манипуляции/кодовом уплотнении, обеспечивает управление более чем 6 КА на один луч при максимальной скорости передачи 512 кбит/с, с соответствующим возрастанием количества одновременно управляемых КА при снижении требований к скорости передачи. При этом реальное число управляемых КА будет определяться параметрами системы массового обслуживания.

Заключение

Таким образом, исследованы особенности создания космической системы ретрансляции на низких и средних орбитах для управления многоспутниковой орбитальной группировкой. При этом такая система рассматривается как система массового обслуживания. Показано, что при расчёте параметров перспективной системы ретрансляции целесообразно учитывать структуру технологических циклов управления отдельных космических аппаратов, что позволяет снизить требования по числу каналов обслуживания.

Библиографический список

1. Тимофеев Ю.А., Потюпкин А.Ю. Концептуальные вопросы создания системы управления перспективной орбитальной космической инфраструктурой // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2024. Т. 11, № 3. С. 3-13.
2. Жодзишский А.И., Красков В.В., Леонов М.С., Рябогин Н.В. Оценка пропускной способности спутников-ретрансляторов типа «Луч» для управления низкоорбитальными КА в S-диапазоне частот // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2024. Т. 11, № 2. С. 60-70.
3. Селиванов А.С. Разработка и лётные испытания первого российского технологического наноспутника ТНС-0 № 1 // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2015. Т. 2, № 2. С. 74-90.
4. Камнев В.Е., Черкасов В.В., Чечин Г.В. Спутниковые сети связи: учебное пособие. М.: ООО «Военный парад», 2010. 608 с.
5. Пичугин С.Б. Модели массового обслуживания с простейшими потоками для низкоорбитальной спутниковой системы // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2022. № 1 (742). С. 61-70. DOI: 10.18698/05361044-2022-1-61-70
6. Ватутин С.И., Гвардин Р.М., Курков И.К., Егорова Н.В. Межорбитальная система передачи данных для управления группировкой малых КА // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2022. Т. 9, № 3. С. 65-75. DOI: 10.30894/issn2409-0239.2022.9.3.65.75
7. Потюпкин А.Ю., Пантелеймонов И.Н., Тимофеев Ю.А., Волков С.А. Управление многоспутниковыми орбитальными группировками // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2020. Т. 7, № 3. С. 61-70. DOI: 10.30894/issn2409-0239.2020.7.3.61.70
8. Вентцель Е.С., Овчаров Л.А. Теория вероятностей: учебное пособие. М.: Наука, 1973 г. 368 с.
9. Гарагуля А.С., Козинев И.А., Куликов В.С. Выбор структуры сигналов для группового управления космическими аппаратами многоспутниковой космической системы с кодовым разделением каналов // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2023. Т. 10, № 4. С. 82-93.

ANALYSIS OF THE POSSIBILITIES FOR THE CREATION OF A RELAY SYSTEM TO CONTROL A MULTI-SATELLITE ORBITAL CONSTELLATION

© 2025

- A. Yu. Potyupkin** Doctor of Science (Engineering), Professor, Senior Research Associate;
JSC Russian Space Systems, Moscow, Russian Federation;
Avramenko.sv@spacecorp.ru
- V. V. Kraskov** Deputy Chief of the Branch;
JSC Russian Space Systems, Moscow, Russian Federation;
Kraskov.vv@spacecorp.ru
- S. A. Yakhutin** Director of Projects;
JSC Russian Space Systems, Moscow, Russian Federation;
Yakhutin.sa@spacecorp.ru
- S. V. Avramenko** Candidate of Science (Engineering), Head of the Bureau;
JSC Russian Space Systems, Moscow, Russian Federation;
Avramenko.sv@spacecorp.ru

The paper shows the relevance of a space relay system when creating multi-satellite orbital constellations of spacecraft. The parameters of an advanced space relay system for controlling a multi-satellite orbital constellation of spacecraft are studied taking into account the structure of the spacecraft technological control cycle. A space relay system in low and medium Earth orbits is proposed as a dynamic telecommunication system to provide control of a large number of spacecraft. Necessary conditions are formulated to complete the spacecraft technological control cycle with a given quality including the realization of multiple access methods. The proposed space relay system is considered as a queuing system. An example of calculating the parameters of a geostationary space relay system in the case of using multi-beam antenna system as a queuing system is given.

Relay system; queuing system; technological control cycle; multiple access; multi-satellite constellation

Citation: Potyupkin A.Yu., Kraskov V.V., Yakhutin S.A., Avramenko S.V. Analysis of the possibilities for the creation of a relay system to control a multi-satellite orbital constellation. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 45-55. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-45-55

References

1. Timofeev Yu.A., Potyupkin A.Yu. Conceptual issues of creating a control system for advanced orbital space infrastructure. *Rocket-Space Device Engineering and Information Systems*. 2024. V. 11, no. 3. P. 3-13. (In Russ.)
2. Zhodzishsky A.I., Kraskov V.V., Leonov M.S., Ryabogin N.V. Estimation of throughput capacity of «Luch» relay satellites to control low orbit spacecraft in S-band frequencies. *Rocket-Space Device Engineering and Information Systems*. 2024. V. 11, no. 2. P. 60-70. (In Russ.)
3. Selivanov A.S. Development and flight testing of first Russian technological nano-satellite TNC-0 № 1. *Rocket-Space Device Engineering and Information Systems*. 2015. V. 2, no. 2. P. 74-90. (In Russ.)
4. Kamnev V.E., Cherkasov V.V., Chechin G.V. *Sputnikovye seti svyazi: uchebnoe posobie* [Satellite communication networks]. Moscow: OOO «Voennyi Parad» Publ., 2010. 608 p.
5. Pichugin S.B. Simplest flow queuing models for LEO satellite system. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*. 2021. No. 1 (742). P. 61-70. (In Russ.). DOI: 10.18698/0536-1044-2022-1-61-70
6. Vatutin S.I., Gvardin R.M., Kurkov I.K., Egorova N.V. Inter-orbital data transfer system for small spacecraft constellation control. *Rocket-Space Device Engineering and*

Information Systems. 2022. V. 9, no. 3. P. 65-75. (In Russ.). DOI: 10.30894/issn2409-0239.2022.9.3.65.75

7. Potyupkin A.Yu., Panteleymonov I.N., Timofeev Yu.A., Volkov S.A. Control of multi-satellite orbital constellations. *Rocket-Space Device Engineering and Information Systems*. 2020. V. 7, no. 3. P. 61-70. (In Russ.). DOI: 10.30894/issn2409-0239.2020.7.3.61.70

8. Venttsel' E.S., Ovcharov L.A. *Teoriya veroyatnostey: uchebnoe posobie* [Probability theory. Manual for technical schools]. Moscow: Nauka Publ., 1973. 368 p.

9. Garagulya A.S., Kozinov I.A., Kulikov V.S. Signal structure for group control of space vehicles of a multi-satellite space system with code division of channels. *Rocket-Space Device Engineering and Information Systems*. 2023. V. 10, no. 4. P. 82-93. (In Russ.)

МЕТОД КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В РЕЖИМЕ РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ

© 2025

А. Е. Шаханов

кандидат технических наук, начальник отдела;
АО «НПО Лавочкина», г. Химки;
shakhanovAE@laspace.ru

С. А. Богачёв

доктор физико-математических наук, профессор РАН,
заведующий лабораторией;
Институт космических исследований Российской
академии наук, г. Москва;
bogachev.sergey@cosmos.ru

Предложен метод контроля состояния целевой аппаратуры космического аппарата в режиме реального времени. Метод основан на анализе состояния узлов аппаратуры и показаний датчиков, и детектировании маловероятных редких комбинаций регистрируемых параметров, как потенциально опасных для аппаратуры. Отмечено, что метод является универсальным, то есть может быть применим к любым типам контролируемых параметров, независимо от способа их регистрации и физической размерности. Также метод не требует предварительного расчёта предельных значений для контролируемых узлов. Рассмотрены конкретные примеры на основе данных, полученных при эксплуатации космических аппаратов и при выполнении научных космических экспериментов. Полученные результаты могут быть использованы для повышения времени активного существования космических аппаратов, в том числе многоспутниковых группировок и аппаратов типа Кубсат.

Космические аппараты; срок активного существования; целевая аппаратура; показатели надёжности

Цитирование: Шаханов А.Е., Богачёв С.А. Метод контроля состояния целевой аппаратуры космического аппарата в режиме реального времени // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 56-71. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-56-71

Введение

Исследования в космосе являются одним из основных направлений современной космической деятельности. С точки зрения способа измерения эти работы подразделяются на зондирующие измерения (в английской терминологии – *in situ*) и на дистанционные измерения (*remote sensing*). В первом случае речь идёт об измерениях параметров среды непосредственно в области нахождения космического аппарата (КА). Чаще всего речь идёт об околоземном и межпланетном пространстве, хотя существуют и исключения, например миссии *Voyager-1* и *Voyager-2* [1], проводящие измерения за пределами гелиосферы, а также зонд *Parker Solar Probe* [2], проводящий измерения внутри короны Солнца. К аппаратам второго типа относятся космические телескопы и мониторы, осуществляющие исследования удалённых объектов путём анализа их излучения.

С учётом высокой стоимости и длительных сроков разработки современных космических средств, актуальными являются вопросы повышения их надёжности и срока активного существования. Помимо «наземных» способов увеличения ресурса (экспериментальная отработка, обширный контроль комплектующих и материалов и др.), большое значение имеют результаты эксплуатации аппарата в космосе, в частности, анализ информации об отклонениях параметров технических средств от штатных характеристик.

Существенные сложности при работе с космическими средствами представляет получение информации о критических сбоях, так как вышедший из строя или существенно поврежденный КА может не передавать служебную информацию, необходимую для исследования. Анализ причин сбоя в этом случае обычно производится по телеметрической информации, полученной во время последних сеансов связи. С учётом функционирования КА за пределами зон радиовидимости информация о состоянии систем непосредственно в момент сбоя, как правило, недоступна.

Вопрос о методах заблаговременного предотвращения критических сбоев космического аппарата и повышения тем самым срока его активного существования широко изучается, но не имеет пока общепринятого решения (см., например, обзор [3]). Для его решения предлагаются математические модели [4; 5], методы, основанные на анализе надёжности и отказов систем КА [6; 7], программные методы [8; 9] и даже роботизированные системы на основе искусственного интеллекта [0]. В большинстве случаев принципы предотвращения критических сбоев систем КА основаны на представлении о наличии у каждой системы «предела прочности». В этом случае, если наблюдается постепенное движение системы или узла к данному пределу, можно оценить скорость и вероятностные характеристики этого процесса (например, дисперсию скорости) и для каждого момента времени рассчитать вероятность достижения предела непосредственно в этот момент. При этом не дается ответ на вопрос, как проводить анализ систем, для которых неизвестно точно предельное состояние, либо которые не показывают направленной динамики типа «старение» или «снижение характеристик». Следует заметить, что к таким системам часто относится целевая аппаратура космических аппаратов, которая, в отличие от служебных систем, часто является уникальной и не имеет истории эксплуатации, из которой, в частности, могут быть получены сведения о предельных состояниях её узлов.

В работе [11] был предложен способ получения информации от служебных систем КА даже в случае выхода КА из строя. Метод основан на резервном копировании ключевых параметров работы служебных систем в режиме реального времени в автономный модуль, способный к самостоятельному функционированию (поддержание собственной работоспособности и автономный сброс данных) даже в случае выхода из строя основных систем КА. Планируется, что большая часть информации будет поступать в модуль от телеметрической системы (ТМС). Указанная концепция является близкой к концепции устройств регистрации, применяемых в авиации для записи основных параметров полёта (так называемые «чёрные ящики»), за тем исключением, что считывание/передача данных из предложенного устройства осуществляются удалённо без прямого доступа, который в данном случае невозможен.

Так как основные устройства и принципы функционирования космических платформ разного типа в значительной степени унифицированы, соответствующий модуль также может быть выполнен с высокой степенью унификации, позволяющий с незначительными доработками применять его в различных аппаратах, в том числе серийных.

Нерешенным при таком подходе, однако, является вопрос о контроле не только служебных систем КА, но и целевой аппаратуры (ЦА) космического аппарата, поскольку телеметрическая система в основном регистрирует параметры служебных систем. В части состояния ЦА, в ТМС, как правило, регистрируются только основные параметры ЦА, которых, в случае отказов и сбоев, недостаточно для полного анализа. Вопрос о повышении надёжности ЦА не менее важен, так как основной задачей космических средств является плановая работа целевой аппаратуры, и выход последней из строя делает бессмысленным дальнейшее функционирование КА даже при полной работоспособности его служебных систем.

Другой причиной, по которой концепция «чёрного ящика» в базовом варианте не в полной мере применима к целевой аппаратуре КА, является сложность унификации. Если перечень и функционал служебных систем большинства КА являются приблизительно одинаковыми, то характеристики устанавливаемой полезной нагрузки (различной научной аппаратуры, аппаратуры для дистанционного зондирования Земли, экспериментальной аппаратуры для лётной квалификации и т.д.) могут быть любыми. Особенно сложной является унификация инструментов научного назначения, так как в области научных исследований создаются уникальные образцы аппаратуры, не имеющие аналогов по принципам работы, множеству используемых информационных интерфейсов, методам наблюдения и структуре получаемой информации.

Мы, тем не менее, полагаем, что даже в таком «сложном» случае существуют возможности универсального подхода, то есть возможна выработка унифицированных принципов, позволяющих осуществлять единообразный контроль работоспособности аппаратуры, независимо от её типа, конструктивного исполнения и структуры данных. В настоящей работе мы излагаем основы таких принципов и приводим примеры их применения к приборам конкретного типа.

Работа состоит из раздела, где мы излагаем основы предлагаемого нами подхода. Далее представлены примеры применения метода. В последнем разделе даётся заключение.

Метод анализа информации

Предлагается универсальный подход к оценке состояния целевой аппаратуры КА на основе исследования её ключевых параметров. Мы исходим из того, что для большинства видов аппаратуры все параметры могут быть разделены на две группы. Первая – параметры, которые либо не меняются, либо их изменение не влияет на работоспособность прибора. Примером неизменной характеристики может быть масса прибора (исключаются инструменты, принцип действия которых основан на использовании расходного рабочего тела). Примером изменяющейся величины, которая обычно не влияет на работоспособность инструмента, могут быть его линейные размеры, испытывающие температурное расширение с характерным коэффициентом ($\sim 10^{-5} \text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$ для алюминия). Вторая группа – параметры, подлежащие контролю, значения которых объективно характеризуют состояние прибора или условия его функционирования (например, температура конструкции и критических узлов). Так как соответствующий набор является индивидуальным для каждого инструмента, то предлагаемая система не должна зависеть от набора выбранных параметров и от их конкретных характеристик (например, физической размерности).

При разработке метода мы исходили из того, что большинству параметров, которые определяют состояние целевой аппаратуры, могут быть поставлены в соответствие те или иные числовые характеристики. При штатном состоянии аппаратуры соответствующие характеристики имеют «нормальные» значения, а при сбоях отклоняются от них. Мы не утверждаем, что данному правилу подчиняются все характеристики прибора, но полагаем, что в большинстве случаев такой набор параметров можно сформировать, а также можно установить для них «нормальные» значения или их диапазон. Предлагаемый метод состоит в разработке универсального количественного индекса, который характеризует состояние целевой аппаратуры на основе высказанных предположений. Мы назвали его «параметр состояния аппаратуры» или просто «параметр состояния». Также мы предлагаем способ его расчёта и демонстрируем данный расчёт на конкретных примерах.

Предложенный параметр состояния определяется следующим образом. Предположим, что для анализа доступен ряд дискретных измерений контролируемого пара-

метра, который обозначим D_i , где $i = 1 \dots N$ (всего, таким образом, доступно N измерений). Используя данный ряд, можно определить величину D_m , равную среднему значению D для заданного набора данных:

$$D_m = \sum_{i=1}^N D_i / N. \quad (1)$$

Величина D_m может приблизительно пониматься как типовое значение, характерное для прибора (или узла) при штатной работе. Заметим, что в тех случаях, когда отдельным измерениям могут быть присвоены веса, вместо среднего значения целесообразно использовать математическое ожидание. Мы, однако, пока не хотели бы усложнять описание излишними параметрами, особенно учитывая, что это не влияет на суть излагаемого метода. Тем не менее, такая модификация может быть сделана в дальнейшем.

Предположим, что в некоторый момент времени для данного контролируемого параметра получено значение D_0 . В этом случае, согласно предлагаемому нами методу, состояние аппаратуры в данный момент характеризуется параметром состояния p , который рассчитывается по формуле:

$$p = \frac{N(D > D_0)}{N(D > D_m)}, \text{ если } D_0 > D_m; \\ p = -\frac{N(D < D_0)}{N(D < D_m)}, \text{ если } D_0 < D_m. \quad (2)$$

Выражение вида $N(D < D_0)$ означает число измерений, для которых выполняется условие $(D < D_0)$. Нижняя часть формулы (2) сформулирована таким образом, чтобы формировать отрицательные значения. Мы предлагаем такую модификацию, так как это позволяет по знаку величины p различать отклонения в положительную и в отрицательную сторону от среднего значения.

С точки зрения физической интерпретации предлагаемый параметр p представляет собой величину, которая стремится к нулю в тех случаях, когда фактически измеренное значение D_0 значительно отклоняется от типового значения D_m , и равно единице для $D_0 = D_m$. Иными словами, чем ближе измеренная величина p к единице, тем ближе состояние прибора к типовому, наиболее характерному, состоянию и наоборот, чем ближе параметр p к нулю, тем сильнее отклонение текущего мгновенного состояния прибора (узла) от нормального состояния.

Наиболее существенным отличием и, как мы полагаем, преимуществом предлагаемого нами «параметра состояния» по сравнению с работой с первичным рядом данных D является то, что величина p является безразмерной, то есть измеряется единообразно, независимо от физической размерности и сущности исходных величин (температура, сила тока, иное). В этом случае узел контроля («чёрный ящик») имеет на входе унифицированную однотипную информацию со всех контролируемых узлов. Кроме того, предлагаемый параметр состояния является более простым для интерпретации, чем первичные значения измеряемых величин. Условно, если на вход поступило значение с датчика температуры равное, например, $+35^\circ\text{C}$, то для его интерпретации требуется дополнительная информация. Если же на вход поступает предлагаемая нами величина,

всегда изменяющаяся в диапазоне от минус 1 до 1, то узлу контроля не требуются никакие дополнительные данные для оценки состояния прибора. Более того, блок контроля может даже не «знать», какой конкретно абонент опрашивается по данному адресу. Блок лишь проверяет, что передаваемое состояние данного абонента находится в пределах установленных допусков и не выходит за них.

Существует несколько методов для установления соответствия между первичными данными, измеряемыми в физических единицах, и параметром состояния p . Прежде всего, это расчётный метод, когда соответствие устанавливается теоретическим путём. Такой способ может быть применен, например, для научной информации, в тех случаях, когда для научных данных могут быть установлены физически обоснованные диапазоны значений, определённые исходя из характеристик исследуемого объекта. Второй – экспериментальный метод, когда расчёт параметра производится по формулам (1) – (2) опытным путём либо во время наземной отработки прибора, либо непосредственно в ходе лётного эксперимента. При прочих равных условиях предпочтительным является экспериментальный метод, который обладает наиболее высокой точностью. Кроме того, за счёт постоянного увеличения объёма данных, накапливаемых в ходе работы аппарата на орбите, будет непрерывно расти и точность оценки.

Помимо унифицированного хранения данных разного типа, существенное значение имеет возможность оперативного вмешательства в работу аппаратуры с целью прекращения её функционирования в случае сбоев и отказов, а также запрета на её работу в штатных условиях. Конкретным способом предотвращения такого рода угроз является отключение целевой аппаратуры, её перезагрузка или перевод в «аварийный» режим работы. Следует отметить, что рассматриваемая аппаратура может быть, безусловно, оснащена собственными средствами контроля своего состояния. В то же время, если вмешательство в работу аппаратуры вызвано её критическим сбоем, работа собственных средств изделия в таком состоянии может быть невозможной, и потребуются внешнее вмешательство. Кроме того, мы полагаем, что создание унифицированной системы экономически более целесообразно, чем отягощение каждой полезной нагрузки собственными индивидуально разрабатываемыми средствами с несвойственными научному прибору функциями. Задача преобразования исходных цифровых данных в вероятностные аналоги может быть возложена на разработчиков отдельных приборов (блоков, систем), для чего в техническом задании могут быть выданы соответствующие требования. Также возможно включение соответствующего вычислительного модуля непосредственно в предлагаемую аппаратуру контроля.

В качестве способа контроля общего состояния аппаратуры мы предлагаем использовать *интегральный параметр состояния*, который мы обозначаем большой буквой P и который предлагаем определять как результат перемножения всех индивидуальных параметров состояния:

$$P(t) = \prod p_i(t). \quad (3)$$

Мы в явном виде указали в формуле (3) зависимость от времени t , чтобы подчеркнуть, что задача контроля ведется непрерывно во времени.

Следует отметить, что формула (3) строго верна только в том случае, если изменения контролируемых параметров происходят независимо, что не всегда выполняется. Для повышения точности метода может быть проведено корреляционное сравнение показаний различных датчиков, что может быть выполнено в том числе в ходе штатной эксплуатации во время набора первичной статистики. Далее эти результаты могут быть использованы либо для выбора действительно независимых параметров, что позволит

использовать формулу (3) без изменений, либо для внесения в формулу соответствующих весовых множителей.

Полученное значение $P(t)$ фактически указывает, насколько «вероятным» является текущее интегральное состояние полезной нагрузки. Принцип контроля, таким образом, основан на идее, что состояния «сбоя» и, в целом, нештатные состояния аппаратуры всегда являются маловероятными, то есть характеризуются особенно существенными отклонениями контролируемых параметров от средних значений. Конкретное значение параметра p , при котором к аппаратуре применяются меры внешнего воздействия (выключение, перезагрузка аппаратуры, переключение полуккомплектов и иные), должно определяться индивидуально для прибора.

Важно отметить, что корректная работа метода возможна лишь после набора определенного статистически достоверного объема измерений, при котором отклонения контролируемых параметров от наиболее вероятных значений становятся редкими. Можно привести такой пример. Если космический аппарат в процессе эксплуатации регулярно совершает поворот относительно направления на Солнце, то возникающие при этом изменения температуры могут в первый раз спровоцировать «аварийный сигнал». Однако после набора достаточной статистики система перестанет реагировать на такие изменения, так как оценка их вероятности автоматически возрастет и окажется внутри допустимого интервала. В то же время, если аппарат проработал, например, несколько месяцев, и подобных скачков ранее не наблюдалось, то система среагирует на соответствующие изменения параметров, что мы считаем правильным. В тех случаях, когда аппарат совершает редкий, но плановый маневр, предупреждения от системы могут быть временно отключены.

Пример экспериментального исследования температурного состояния прибора

В качестве иллюстрации предложенного способа мы провели анализ по формулам (1) – (3) для имеющихся в нашем распоряжении показаний температурных датчиков научного инструмента ТЕСИС, работавшего в 2009 году на борту КА КОРОНАС-Фотон [12; 13]. Всего данный прибор был оснащен 20 датчиками температуры, из которых мы выбрали 3 датчика, расположенные: (1) вблизи фоточувствительной поверхности одного из детекторов телескопа – датчик № 1; (2) на поверхности радиатора телескопа – датчик № 2; (3) на входном фильтре, освещаемом Солнцем – датчик № 3. Были использованы данные за 1 месяц измерений – в июле 2009 года. Число измерений составило около 12 тысяч для каждого датчика.

На рис. 1 показаны соответствия между значениями температуры и рассчитанными для них параметрами состояния для датчика № 1 (рис. 1, а), датчика № 2 (рис. 1, б) и датчика № 3 (рис. 1, в).

Полученные функции имеют схожий вид и характеризуются максимумом величины p вблизи среднего значения температуры, где $p = 1$ для значений больше среднего и $p = -1$ для значений меньше среднего. Справа и слева от максимума значение p монотонно приближается к нулю.

Важной особенностью предложенного преобразования является его однозначность, которая хорошо видна на рис. 1. Для каждого значения величины p (вероятность) существует единственное значение величины D (первичные данные), которое соответствует данному значению p . Мы считаем эту особенность важной, поскольку может быть задан вопрос: если узел контроля получает и хранит информацию в обезличенном безразмерном виде (значения p), то как впоследствии в случае сбоя восстановить фактические состояния контролируемых систем в реальных физических единицах? В дан-

ном случае эта задача решается однозначно по известным кривым преобразования, так как последние имеют полностью обратимый вид.

Алгоритм восстановления исходного значения D по известному значению p является по сути обратной математической операцией по отношению к операции определения p по известному значению D (см. (2)). В наиболее простой реализации способ сводится к следующему (для определённости будем считать, что $p > 0$). Сначала ряд значений D_i преобразуется в ряд значений p_i по формуле (2). Затем значения p_i сортируются по убыванию и производится поиск двух соседних значений, таких, что

$$p_i > p > p_{i+1}. \quad (4)$$

Из исходного ряда данных находятся значения D_i и D_{i+1} , соответствующие значениям p_i и p_{i+1} из формулы (4). Отсюда определяется диапазон значений, в котором находится искомая величина D :

$$D_i > D > D_{i+1}. \quad (5)$$

При необходимости для получения более точной оценки может быть произведена интерполяция.

На рис. 2 показан пример изменения состояния прибора в течение исследованного периода (июль 2009 года). Исследование проведено на основе интегрального параметра состояния по формуле (3). Для расчёта использовались показания трёх датчиков, индивидуальные зависимости $p(T)$ для которых были показаны на рис. 1. Величина $p(T)$ для каждого датчика в исследованный период менялась в диапазоне около $\pm 0,5$. Соответствующий интегральный параметр $p(T)$, как можно видеть из рис. 2, менялся в диапазоне примерно от 0,02 до 0,3. Для устранения «шума» параметр P был усреднён скользящим окном с шириной около 1 часа. Видно, что предложенный метод позволяет достаточно точно установить периоды нестабильных тепловых условий работы прибора (области выделены штриховой границей), во время которых наблюдались наиболее значительные вариации функции $p(T)$. Также могут быть определены даты наиболее высокого риска, когда функция $p(T)$ принимала наиболее низкие значения: в данном случае это 18, 21, 29 и 31 число месяца. Так как параметр p меняется в довольно широких пределах, для графика выбрано логарифмическое представление. Исходный математический аппарат не использует логарифмических преобразований, так как это, по нашему мнению, снижает точность метода.

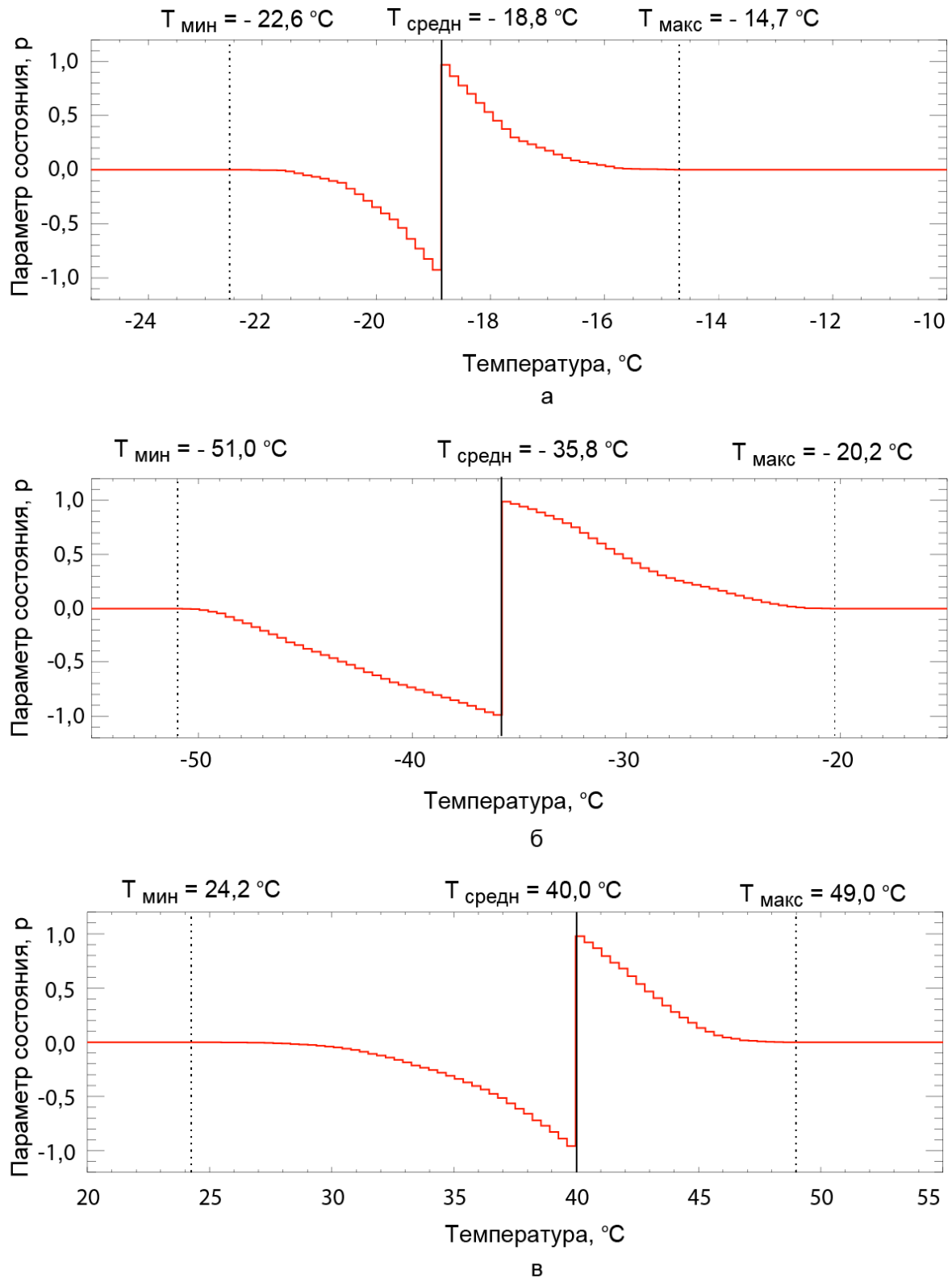


Рис. 1. Пример преобразования потока контролируемых данных в параметр состояния r для датчиков температуры научного инструмента ТЕСИС на борту КА КОРОНАС-Фотон: а – датчик №1; б – датчик №2; в – датчик №3. Значение $T_{\text{средн}}$ определено по (1)

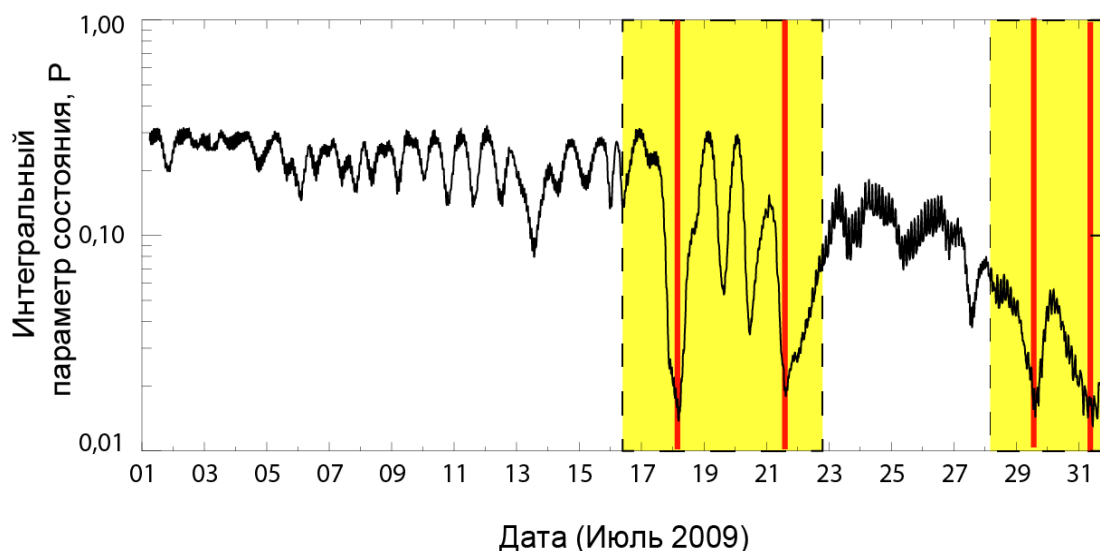


Рис. 2. Демонстрация возможностей контроля состояния целевой нагрузки по анализу интегрального параметра состояния. Выделены периоды нестабильной работы полезной нагрузки. Сплошные вертикальные линии – времена наиболее существенных отклонений параметра состояния от характерных значений

Пример исследования качества получаемых данных

Телеметрируемые параметры, характеризующие условия работы целевой аппаратуры, не содержат информации о качестве и достоверности предоставляемой целевой информации. Соответствующие отказы, возникающие, например, в результате деградации чувствительной поверхности детектора, могут быть обнаружены путём анализа данных, предоставляемых аппаратурой. Мы полагаем, что такая оценка может быть проведена изложенным выше методом, причём как на основе экспериментальных данных, так и теоретически, на основе модельного представления.

В настоящем разделе представлены примеры обоих подходов (экспериментального и теоретического), и проведено их сравнение.

В качестве конкретного прибора мы выбрали магнитометр MAG, работающий на космическом аппарате GOES-18 [14]. Выбор сделан по причине простой структуры данных в приборах данного типа, а также из-за широкой распространенности датчиков измерения магнитного поля в современных космических аппаратах, что повышает прикладную значимость исследования (см. например, [15; 16]).

Преимуществом прибора MAG является наличие его данных в открытом доступе. Кроме того, орбита аппарата GOES-18 является геостационарной (близкая к круговой, с нулевым наклонением), что упрощает теоретические оценки для индукции магнитного поля. Параметры орбиты космического аппарата GOES-18 по состоянию на начало октября 2023 года приведены в табл. 1.

Таблица 1. Параметры орбиты космического аппарата GOES-18 по состоянию на 01.10.2023 года

Параметр	Значение
Наклонение, град.	0,0420
Долгота восходящего узла, град.	21,4766
Эксцентриситет	0,000040
Аргумент перигея, град.	177,8822
Средняя аномалия, град.	38,2887
Период, обор./сутки	1,00270436

Для теоретической оценки нами был проведен расчёт магнитного поля Земли вдоль орбиты КА GOES-18 на основе модифицированной модели WMM (World Magnetic Model, [17]) для интервала времени с 27.09.2023 года по 02.10.2023 года включительно (всего – 6 суток). В рамках модели были рассчитаны 4 элемента магнитного поля Земли: B_p – компонента, параллельная оси вращения Земли и направленная на север (SN направление); B_e – компонента, перпендикулярная B_p и направленная на восток (WE направление); B_n – нормальная компонента поля, перпендикулярная к B_p и B_e ; B_t – полное поле. Пример теоретического расчёта компоненты B_p показан на рис. 3 (кривая 2).

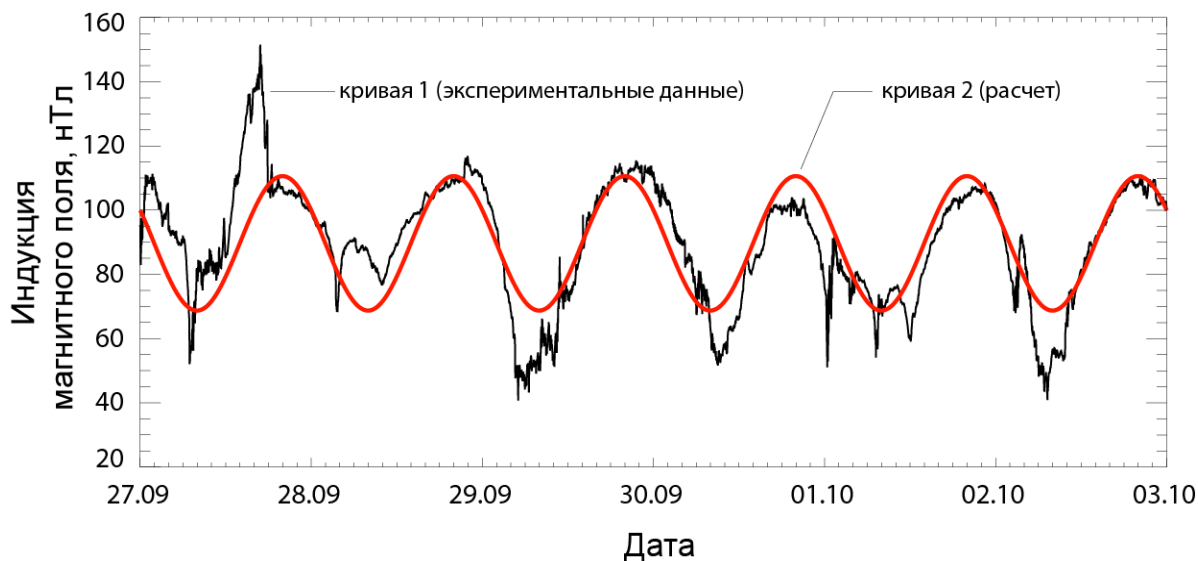


Рис. 3. Экспериментальные (кривая 1) и расчётные (кривая 2) данные по индукции магнитного поля (компонента B_p) на орбите космического аппарата GOES-18

Экспериментальное исследование состояния прибора проводилось по фактическим данным MAG, полученным нами из базы данных КА GOES-18. Пример экспериментальных данных для компоненты B_p показан на рис. 3 (кривая 1). В целом наблюдается примерное совпадение модельной оценки и эксперимента, но присутствуют и существенные отклонения.

На основе этих рядов данных (теоретических и фактических) был рассчитан интегральный параметр состояния по формуле (3) и затем предлагаемым способом было оценено состояние прибора в исследованный период времени.

Результат оценки на основе экспериментальных данных показан на рис. 4, а. Исследование показывает два периода, требующих внимания, выделенных штриховой границей: 27 и 29 сентября. Ряд данных при исследовании был усреднён с шагом 1 час. Следует уточнить, что мы не оцениваем данные участки как периоды некорректной работы прибора. В данном случае демонстрируется лишь возможность детектирования таких состояний.

Аналогичное исследование на основе теоретических кривых дало некорректный результат, показанный на рис. 4, б. Были получены многочисленные снижения вероятности до нуля. Мы объясняем «неудачу» тем, что теоретическая кривая имеет резко очерченные границы сверху и снизу. Все случаи выхода за эти границы по формулам

(1) и (2) дают значение $p = 1$. Чтобы сделать теоретическую оценку более корректной, мы модифицировали её, а именно добавили случайные вариации сигнала с амплитудой, характерной для компонент магнитного поля на орбите КА GOES-18. Были добавлены нормальные (распределённые по функции Гаусса) вариации поля с дисперсией $\sigma = 2,5; 10,9; 2,9; 10,24$ нТл для компонент поля B_p , B_e , B_n и B_t , соответственно. Идея состоит в том, что в этом случае исчезает резкая граница для значений B , поскольку достижимыми теперь становятся любые значения, хотя и с исчезающе малой (экспоненциально уменьшающейся) вероятностью. Величина дисперсии была вычислена экспериментально по данным прибора GOES-18. С такой коррекцией, теоретическая оценка хорошо совпала с экспериментальной оценкой (нижняя панель рис. 4, в).

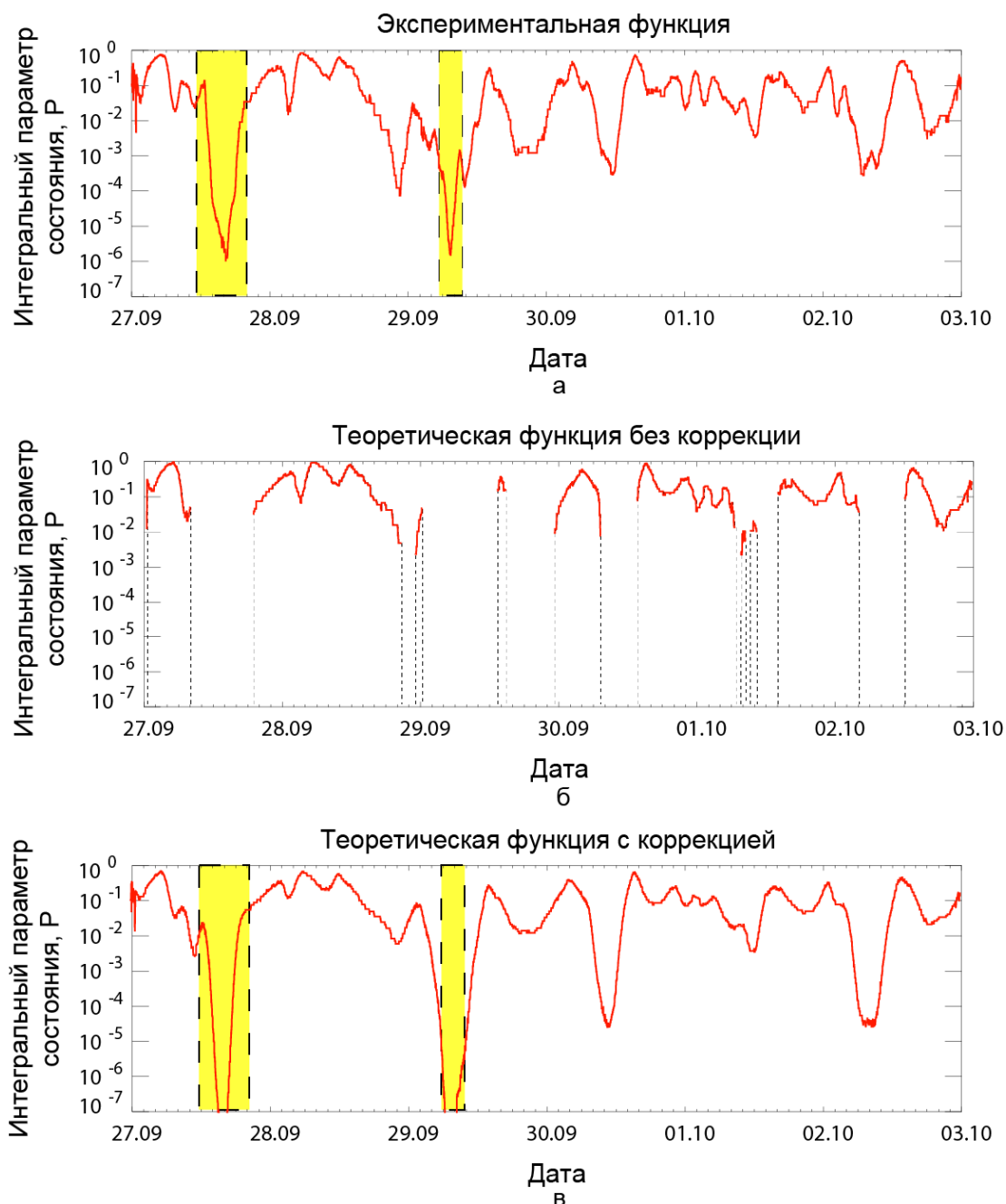


Рис. 4. Сравнение экспериментального анализа данных магнитометра GOES-18 (а) и теоретического исследования (б, в)

Заключение

Рассмотрен вопрос о возможности унифицированной оценки состояния целевой аппаратуры космического аппарата в режиме реального времени. Предложен метод, основанный на расчёте параметра p по предложенным нами формулам (1) – (3) и базирующийся на предположении, что значения p , близкие к 1, соответствуют штатной работе аппаратуры, а значения вблизи нуля – возможной нестабильной работе. Предложенный способ расчёта обладает преимуществом полной обратимости: по значениям p может быть однозначно восстановлено исходное значение параметра.

Приведены несколько примеров таких расчётов. На основе показаний датчиков температуры космического телескопа ТЕСИС на борту космического аппарата КОРОНАС-Фотон продемонстрирована возможность контроля внешних условий работы аппаратуры (в данном случае тепловых условий). На основе данных магнитометра на борту КА GOES-18 показана возможность контроля показаний научной аппаратуры двумя способами – по экспериментальным данным и по теоретическим оценкам.

Представленный метод может иметь практическое значение для повышения ресурса работы бортовой аппаратуры космических аппаратов, в том числе путём создания на этой основе специального узла контроля, обладающего, как минимум, двумя основными функциями. Первая – функция вмешательства в работу полезной нагрузки при снижении значения параметра состояния ниже установленных критических порогов, и вторая – функция записи и хранения состояния основных параметров полезной нагрузки в формате «чёрного ящика».

Такой функционал может быть особенно важен с учётом имеющихся планов по развитию многоспутниковых космических систем, при функционировании которых из-за большого числа аппаратов растёт и число нештатных ситуаций, требующих оперативного вмешательства и контроля. Предлагаемая система повысит автономность функционирования КА, что особенно актуально для космических систем, в которых аппараты функционируют на орбитах с короткими зонами радиовидимости. Также система может быть полезна на малых аппаратах, в том числе научных аппаратах формата Кубсат (см., например, [18; 19]), имеющих на данный момент ограниченные времена существования, что препятствует их активному внедрению в космическую деятельность, в том числе в решение задач Федеральной космической программы РФ.

Исследование поддержано грантом Российского научного фонда № 23-72-30002, <https://rscf.ru/project/23-72-30002/>.

Библиографический список

1. Kohlhasse C.E., Penzo P.A. Voyager mission description // Space Science Reviews. 1977. V. 21, Iss. 2. P. 77-101. DOI: 10.1007/BF00200846
2. Raouafi N.E., Matteini L., Squire J., Badman S.T., Velli M., Klein K.G., Chen C.H.K., Matthaeus W.H., Szabo A., Linton M., Allen R.C., Szalay J.R., Bruno R., Decker R.B., Akhavan-Tafti M., Agapitov O.V., Bale S.D., Bandyopadhyay R., Battams K., Bercic L., Bourouaine S., Bowen T.A., Cattell C., Chandran B.D.G., Chhiber R., Cohen C.M.S., D'Amicis R., Giacalone J., Hess P., Howard R.A., Horbury T.S., Jagarlamudi V.K., Joyce C.J., Kasper J.C., Kinnison J., Laker R., Liewer P., Malaspina D.M., Mann I., McComas D.J., Niembro-Hernandez T., Nieves-Chinchilla T., Panasenco O., Pokorný P., Pusack A., Pulupa M., Perez J.C., Riley P., Rouillard A.P., Shi C., Stenborg G., Tenerani A., Verniero J.L., Viall N., Vourlidas A., Wood B.E., Woodham L.D., Woolley T.

Parker solar probe: Four years of discoveries at solar cycle minimum // *Space Science Reviews*. 2023. V. 219, Iss. 1. DOI: 10.1007/s11214-023-00952-4

3. Saleh J.H., Castet J.F. *Spacecraft reliability and multi-state failures: a statistical approach*. John Wiley & Sons, 2011. 224 p.

4. Saleh J.H., Torres-Padilla J.P., Hastings D.E., Newman D.J. To reduce or to extend a spacecraft design lifetime? // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2006. V. 43, Iss. 1. P. 207-217. DOI: 10.2514/1.10991

5. Ткаченко А.И. Идентификация отказа в комплекте датчиков космического аппарата // *Космические исследования*. 2011. Т. 49, № 2. С. 157-166.

6. Алешин В.Ф., Колобов А.Ю., Петров Ю.А. Проблемные вопросы прогнозирования и подтверждения надёжности космических аппаратов длительного функционирования // *Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электронный журнал*. 2015. № 6. С. 31-41. DOI: 10.7463/0615.0778993

7. Брусков А.А. Анализ отказов различных систем космических аппаратов // *Информационно-технологический вестник*. 2020. № 4 (26). С. 34-46. DOI: 10.21499/2409-1650-2020-26-4-34-46

8. Ingrand F.F., Georgeff M.P., Rao A.S. An architecture for real-time reasoning and system control // *IEEE Expert-Intelligent Systems and Their Applications*. 1992. Т. 7, Iss. 6. P. 34-44. DOI: 10.1109/64.180407

9. Зеленцов В.А., Потрясаев С.А., Соколов Б.В., Скобцов В.Ю., Коренько С.А., Ким Д.С., Вакульчик Е.Н., Кульбак Л.И., Николаева Е.Д., Лапицкая Н.В., Саксонов Р.В. Сервис-ориентированный распределённый программный комплекс для оценивания и многокритериального анализа показателей надёжности и живучести бортовой аппаратуры малых космических аппаратов: российский и белорусский сегменты // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2017. Т. 16, № 4. С. 118-129. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-118-129

10. Georgeff M.P., Ingrand F.F. Real-time reasoning: The monitoring and control of spacecraft systems // *Proceedings of the Sixth Conference on Artificial Intelligence for Applications* (May, 05-09, 1990, Santa Barbara, CA, USA). 1990. P. 198-204. DOI: 10.1109/CAIA.1990.89190

11. Шаханов А.Е. Система аварийной передачи информации с автоматических космических аппаратов. Предложение по реализации, возможному составу и основным характеристикам // *Вестник воздушно-космической обороны*. 2023. № 3 (39). С. 78-83.

12. Кузин С.В., Житник И.А., Шестов С.В., Богачев С.А., Бугаенко О.И., Игнатьев А.П., Перцов А.А., Ульянов А.С., Рева А.А., Слемзин В.А., Суходрев Н.К., Иванов Ю.С., Гончаров Л.А., Митрофанов А.В., Попова С.Г., Шергина Т.А., Соловьев В.А., Опарин С.Н., Зыков М.С. Эксперимент ТЕСИС космического аппарата КОРОНАС-Фотон // *Астрономический вестник. Исследования солнечной системы*. 2011. Т. 45, № 2. С. 166-177.

13. Kuzin S.V., Bogachev S.A., Zhitnik I.A., Pertsov A.A., Ignatiev A.P., Mitrofanov A.M., Slemzin V.A., Shestov S.V., Sukhodrev N.K., Bugaenko O.I. TESIS experiment on EUV imaging spectroscopy of the Sun // *Advances in Space Research*. 2009. V. 43, Iss. 6. P. 1001-1006. DOI: 10.1016/j.asr.2008.10.021

14. Loto'aniu T.M., Redmon R.J., Califf S., Singer H.J., Rowland W., Macintyre S., Chastain C., Dence R., Bailey R., Shoemaker E., Rich F.J., Chu D., Early D., Kronenwetter J., Todirita M. The GOES-16 spacecraft science magnetometer // *Space Science Reviews*. 2019. V. 215, Iss. 4. DOI: 10.1007/s11214-019-0600-3

15. Glassmeier K.-H., Motschmann U., Dunlop M., Balogh A., Acuña M.H., Carr C., Musmann G., Fornaçon K.-H., Schweda K., Vogt J., Georgescu E., Buchert S. Cluster as a

wave telescope – first results from the fluxgate magnetometer // *Annales Geophysicae*. 2001. V. 19, Iss. 10/12. P. 1439-1447. DOI: 10.5194/angeo-19-1439-2001

16. Богачёв С.А., Головин А.А., Дятков С.Ю., Егорочкин К.А., Кириченко А.С., Кузин С.В., Перцов А.А., Тененбаум С.М., Шаханов А.Е. Малоразмерный космический магнитометр для наноспутника «Ярило» № 3 // *Космонавтика и ракетостроение*. 2023. № 1 (130). С. 123-134.

17. Chulliat A., Brown W., Alken P., Beggan C., Nair M., Cox G., Woods A., Macmillan S., Meyer B., Panizza M. The US/UK world magnetic model for 2020-2025. Technical report. 2020. DOI: 10.25923/ytk1-yx35

18. Перцов А.А., Дятков С.Ю., Ерхова Н.Ф., Холодилов А.А., Лыков Д.В., Трушина А.А., Червинский В.И., Фатеев Ф.В., Греков А.В., Трифонов А.В., Лобода И.П., Богачев С.А., Кириченко А.С. Телескоп для получения изображений Солнца на малоразмерных аппаратах типа Кубсат // *Приборы и техника эксперимента*. 2022. № 2. С. 131-137. DOI: 10.31857/S0032816222020057

19. Богачёв С.А., Кириченко А.С., Лобода И.П., Рева А.А. О возможности обнаружения областей ускорения частиц на Солнце с использованием малоразмерных аппаратов типа Кубсат // *Космонавтика и ракетостроение*. 2023. № 2 (131). С. 104-114.

METHOD FOR MONITORING THE PERFORMANCE OF SPACECRAFT PAYLOAD IN REAL TIME

© 2025

A. E. Shakhanov

Candidate of Science (Engineering), Department Head;
Lavochkin Association, JSC, Khimki, Russian Federation;
shakhanov@laspace.ru

S. A. Bogachev

Doctor of Science (Phys. & Math.), Professor of RAS, Head of Laboratory;
Space Research Institute of Russian Academy of Sciences,
Moscow, Russian Federation;
bogachev.sergey@cosmos.ru

A method is proposed for monitoring the performance of spacecraft payload in real time. The method is based on analyzing of the equipment state and sensor readings, and detecting unlikely rare combinations of the recorded parameters as potentially dangerous for the equipment. It is noted that the method is universal, that is, it can be applied to any type of controlled parameters, regardless of the method of their registration and physical dimension. Also, the method does not require preliminary calculation of maximal values (thresholds) for the controlled nodes. Specific examples are considered based on the data obtained during the operation of spacecraft equipment and during scientific space experiments. The results obtained can be used to increase the active lifetime of spacecraft, including multi-satellite constellations and CubeSat-type devices.

Spacecraft; life span; payload; reliability indicators

Citation: Shakhanov A.E., Bogachev S.A. Method for monitoring the performance of spacecraft payload in real time. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 56-71. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-56-71

References

1. Kohlhasse C.E., Penzo P.A. Voyager mission description. *Space Science Reviews*. 1977. V. 21, Iss. 2. P. 77-101. DOI: 10.1007/BF00200846

2. Raouafi N.E., Matteini L., Squire J., Badman S.T., Velli M., Klein K.G., Chen C.H.K., Matthaeus W.H., Szabo A., Linton M., Allen R.C., Szalay J.R., Bruno R., Decker R.B., Akhavan-Tafti M., Agapitov O.V., Bale S.D., Bandyopadhyay R., Battams K., Bercic L., Bourouaine S., Bowen T.A., Cattell C., Chandran B.D.G., Chhiber R.,

Cohen C.M.S., D'Amicis R., Giacalone J., Hess P., Howard R.A., Horbury T.S., Jagarlamudi V.K., Joyce C.J., Kasper J.C., Kinnison J., Laker R., Liewer P., Malaspina D.M., Mann I., McComas D.J., Niembro-Hernandez T., Nieves-Chinchilla T., Panasenco O., Pokorny P., Pusack A., Pulupa M., Perez J.C., Riley P., Rouillard A.P., Shi C., Stenborg G., Tenerani A., Verniero J.L., Viall N., Vourlidis A., Wood B.E., Woodham L.D., Woolley T. Parker solar probe: Four years of discoveries at solar cycle minimum. *Space Science Reviews*. 2023. V. 219, Iss. 1. DOI: 10.1007/s11214-023-00952-4

3. Saleh J.H., Castet J.F. *Spacecraft reliability and multi-state failures: a statistical approach*. John Wiley & Sons, 2011. 224 p.

4. Saleh J.H., Torres-Padilla J.P., Hastings D.E., Newman D.J. To reduce or to extend a spacecraft design lifetime? *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2006. V. 43, Iss. 1. P. 207-217. DOI: 10.2514/1.10991

5. Tkachenko A.I. Identification of failures in a set of sensors of a spacecraft. *Cosmic Research*. 2011. V. 49, Iss. 2. P. 150-159. DOI: 10.1134/S0010952511020110

6. Alyoshin V.F., Kolobov A.Yu., Petrov J.A. Challenging issues for predicting and validating reliability of sustained spacecraft operation. *Science and Education of the Bauman MSTU*. 2015. No. 6. P. 31-41. (In Russ.). DOI: 10.7463/0615.0778993

7. Bruskov A.A. Analysis of failures of various spacecraft systems. *Informatsionno-Tekhnologicheskii Vestnik*. 2020. No. 4 (26). P. 34-46. DOI: 10.21499/2409-1650-2020-26-4-34-46

8. Ingrand F.F., Georgeff M.P., Rao A.S. An architecture for real-time reasoning and system control. *IEEE Expert-Intelligent Systems and Their Applications*. 1992. T. 7, Iss. 6. P. 34-44. DOI: 10.1109/64.180407

9. Zelentsov V.A., Potryasaev S.A., Sokolov B.V., Skobtsov V.Yu., Korenyako S.A., Kim D.S., Vakulchik E.N., Kulbak L.I., Nikolaenya E.D., Lapitskaya N.V., Saksonov R.V. Service-oriented distributed software complex for evaluation and multi-criteria analysis of reliability and survivability of on-board equipment of small satellites: Russian and Belarusian segments. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 4. P. 118-129. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-118-129

10. Georgeff M.P., Ingrand F.F. Real-time reasoning: The monitoring and control of spacecraft systems. *Proceedings of the Sixth Conference on Artificial Intelligence for Applications (May, 05-09, 1990, Santa Barbara, CA, USA)*. 1990. P. 198-204. DOI: 10.1109/CAIA.1990.89190

11. Shakhnov A.E. System for emergency transmission of information from automatic spacecraft. Proposal for implementation, possible composition and main characteristics. *Vestnik Vozdushno-Kosmicheskoy Oborony*. 2023. No. 3 (39). P. 78-83. (In Russ.)

12. Kuzin S.V., Zhitnik I.A., Shestov S.V., Bogachev S.A., Ignat'ev A.P., Pertsov A.A., Ulyanov A.S., Reva A.A., Slemzin V.A., Sukhodrev N.K., Ivanov Y.S., Goncharov L.A., Mitrofanov A.V., Popov S.G., Shergina T.A., Solov'ev V.A., Oparin S.N., Zykov A.M. The TESIS experiment on the CORONAS-PHOTON spacecraft. *Solar System Research*. 2011. V. 45, Iss. 2. P. 162-173. DOI: 10.1134/S0038094611020110

13. Kuzin S.V., Bogachev S.A., Zhitnik I.A., Pertsov A.A., Ignatiev A.P., Mitrofanov A.M., Slemzin V.A., Shestov S.V., Sukhodrev N.K., Bugaenko O.I. TESIS experiment on EUV imaging spectroscopy of the Sun. *Advances in Space Research*. 2009. V. 43, Iss. 6. P. 1001-1006. DOI: 10.1016/j.asr.2008.10.021

14. Loto'aniu T.M., Redmon R.J., Califf S., Singer H.J., Rowland W., Macintyre S., Chastain C., Dence R., Bailey R., Shoemaker E., Rich F.J., Chu D., Early D., Kronenwetter J., Todirita M. The GOES-16 spacecraft science magnetometer. *Space Science Reviews*. 2019. V. 215, Iss. 4. DOI: 10.1007/s11214-019-0600-3

15. Glassmeier K.-H., Motschmann U., Dunlop M., Balogh A., Acuña M.H., Carr C., Musmann G., Fornaçon K.-H., Schweda K., Vogt J., Georgescu E., Buchert S. Cluster as a wave telescope – first results from the fluxgate magnetometer. *Annales Geophysicae*. 2001. V. 19, Iss. 10/12. P. 1439-1447. DOI: 10.5194/angeo-19-1439-2001
16. Bogachev S.A., Golovin A.A., Dyatkov S.Yu., Yegorochkin K.A., Kirichenko A.S., Kuzin S.V., Pertsov A.A., Tenenbaum S.M., Shakhanov A.E. A miniaturized space magnetometer for nanosatellite Yarelo № 3. *Kosmonavtika i Raketostroenie*. 2023. No. 1 (130). P. 123-134. (In Russ.)
17. Chulliat A., Brown W., Alken P., Beggan C., Nair M., Cox G., Woods A., Macmillan S., Meyer B., Panizza M. The US/UK world magnetic model for 2020-2025. Technical report. 2020. DOI: 10.25923/ytk1-yx35
18. Pertsov A.A., Dyatkov S.Y., Erkhova N.F., Kholodilov A.A., Lykov D.V., Trushina A.A., Chervinsky V.I., Fateev F.V., Grekov A.V., Trifonov A.V., Loboda I.P., Bogachev S.A., Kirichenko A.S. A Telescope for imaging the Sun on board CubeSat small spacecraft. *Instruments and Experimental Techniques*. 2022. V. 65, Iss. 2. P. 326-331. DOI: 10.1134/S0020441222020051
19. Bogachev S.A., Kirichenko A.S., Loboda I.P., Reva A.A. On the possibility to detect particle acceleration regions on the Sun using small devices on Cubsats. *Kosmonavtika i Raketostroenie*. 2023. No. 2 (131). P. 104-114. (In Russ.)

ПРОЕКТИРОВАНИЕ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ОПТИЧЕСКОЙ АППАРАТУРОЙ НАБЛЮДЕНИЯ И КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

© 2025

- Е. В. Шахматов** академик Российской академии наук, заведующий кафедрой автоматических систем энергетических установок имени академика РАН В.П. Шорина; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; shakhm@ssau.ru
- В. В. Салмин** доктор технических наук, профессор кафедры космического машиностроения имени Генерального конструктора Д.И. Козлова; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; sputnik@ssau.ru
- В. В. Волоцуев** кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения имени Генерального конструктора Д.И. Козлова; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; volotsuev@mail.ru

Разработан проект низкоорбитального космического аппарата оптического дистанционного зондирования Земли с корректирующей электрореактивной двигательной установкой. Целевая аппаратура включает в свой состав оптическую аппаратуру, сформированную по схеме Ричи-Кретьена с дополнительным зеркалом переотражения. Выбор геометрии оптической аппаратуры обосновывается снижением площади мишени космического аппарата (для уменьшения силы сопротивления от верхней атмосферы Земли). Ориентиром является возможность создания малого космического аппарата (массой не более 1000 кг) для получения космических снимков с высоким пространственным разрешением (размер проекции пикселя на Землю менее 30 см). В статье приведены модель ограничений со стороны системы электропитания спутника на режимы работы электрореактивной двигательной установки и результаты анализа по оценке параметров циклов коррекции орбиты и массы запасов рабочего тела.

Космический аппарат; низкая орбита; дистанционное зондирование Земли; электрореактивная двигательная установка

Цитирование: Шахматов Е.В., Салмин В.В., Волоцуев В.В. Проектирование низкоорбитальных малых космических аппаратов с оптической аппаратурой наблюдения и корректирующей электрореактивной двигательной установкой // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 72-84. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-72-84

Введение

В настоящее время на низких орбитах происходит активное развёртывание многоспутниковых космических систем различного назначения (связь, дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ), радиоразведка). Примерами реализации систем связи, для которых космические аппараты (КА) оснащены электрореактивной двигательной установкой (ЭРДУ), могут служить многоспутниковые группировки OneWeb и Starlink, предназначенные для организации широкополосного доступа к сети Интернет. Примером успешной реализации глобальной космической системы наблюдения с высокой частотой обновления информации является развивающаяся с 2013 года группировка малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли компании PlanetLabs,

которая обеспечивает потребителей ежедневными обновлениями информации о земной поверхности. В случае многоспутниковых низкоорбитальных группировок ЭРДУ находят своё применение в решении задач довыведения КА, разведения и поддержания заданных орбитальных позиций в структуре группировки, а также удержания требуемой высоты орбиты, компенсируя влияние атмосферного торможения.

Примером важности существующих проблем в области влияния верхней атмосферы на движение низкоорбитальных КА может служить судьба спутника «АИСТ-2Д», разработанного АО «РКЦ «Прогресс» (г. Самара) совместно с Самарским университетом имени С.П. Королёва. Спутник запущен с космодрома Восточный 28 апреля 2016 г. на орбиту высотой порядка 590 км, выполнял задачи дистанционного зондирования Земли. Очередной цикл солнечной активности с 2021 г. привёл к существенному возрастанию плотности верхней атмосферы и, соответственно, к нерасчётному снижению аппарата. В результате спутник «АИСТ-2Д» вошёл в плотные слои атмосферы и прекратил свое существование 16 апреля 2024 г. Спутник не обладал корректирующей двигательной установкой, которая позволила бы поддерживать орбиту.

К настоящему времени накоплен опыт использования электрореактивных двигателей на низкоорбитальных космических аппаратах, функционирующих на высотах ниже 300 км. В период с 2009 по 2013 годы на сверхнизкой околокруговой орбите с высотой порядка 260...280 км функционировал европейский КА «GOCE» с целью гравиметрических измерений Земли. Масса КА «GOCE» была порядка 1050 кг. Для удержания среднего радиуса орбиты использовался ЭРД с регулируемой тягой от 1 мН до 20 мН. Запас рабочего тела составлял 30 кг, что позволило поддерживать орбиту в течение 3,5 лет [1]. С 2012 года запускаются российские малые КА дистанционного зондирования Земли «Канопус-В», оснащённые отечественными ЭРД марки «СПД-50» (ОКБ «Факел», г. Калининград) для поддержания рабочей орбиты с высотой порядка 510 км [2]. В период с 2017 по 2019 год осуществлялась миссия японского КА «Цубаме» как демонстратора технологий работы на сверхнизких орбитах. Масса КА составляла 380 кг. На КА «Цубаме» использовались химическая двигательная установка и электрореактивная двигательная установка. На последнем этапе миссии КА спустился на сверхнизкую орбиту высотой порядка 167 км и удерживался на этой орбите в течение недели. Ионный двигатель Кауфмана на КА «Цубаме» мог создавать регулируемую силу тяги от 10 мН до 28 мН, запас рабочего тела (ксенона) составлял 10 кг [3; 4].

Для поддержания рабочей орбиты космического аппарата можно использовать различные типы корректирующих двигательных установок (КДУ) или их комбинации:

- жидкостные реактивные двигатели (ЖРД);
- использование ЖРД совместно с ЭРДУ;
- использование ЭРДУ.

Наиболее эффективные варианты будем отбирать согласно следующим критериям предпочтения:

$T_{\text{сущ}} \rightarrow \max$ (срок активного существования КА);

$M_{\text{рт}} \rightarrow \min$ (масса рабочего тела, необходимого для коррекции).

При этом необходимо контролировать выполнение ограничений:

$N_{\text{эрд}} \leq N_{\text{дон}}$ (потребляемая ЭРДУ мощность не превышает допустимой величины);

$M_{\text{эрд}} \leq M_{\text{дон}}$ (масса ЭРДУ не более допустимой величины).

Таким образом, задача выбора проектных характеристик ЭРДУ и циклограмм коррекции орбиты формулируется следующим образом: выбрать основные проектные характеристики и баллистические схемы коррекции орбит КА с ЭРДУ, получить гарантирующие оценки затрат рабочего тела на поддержание орбит, обеспечивающие экс-

трем критериям предпочтения при выполнении ограничений. Для решения этой задачи требуется создать методы выбора основных проектных характеристик энергодвигательного модуля, создать программное обеспечение для решения задачи и показать на примере реальных КА эффективность предложенных методов и моделей.

Процедура совместной оптимизации законов управления и проектных параметров КА

Процедура решения задачи оптимизации в описанной постановке сводится к следующему [6].

1. Формируется общая задача совместной оптимизации космического аппарата, предназначенного для множества динамических операций Z . Вводится проектная модель КА, а также модель распределения масс по отдельным компонентам КА.

2. Из общей задачи оптимизации выделяется её динамическая часть (выбор режимов управления движением). Динамическая задача решается последовательно, с применением моделей, обладающих различной степенью полноты, детализации и точности.

3. Решается задача оптимизации циклограмм коррекций совместно с синтезом проектных параметров. В результате в первом приближении выбираются основные параметры, характеризующие проектный облик КА, а также энергетика манёвра и режимы управления.

4. Проектную модель КА с двигателями малой тяги будем строить на основе уравнения баланса масс его компонентов и систем на стартовой орбите. Анализ работ в области оптимизации КА с ЭРД малой тяги позволяет записать это уравнение в следующем виде:

$$m_0 = m_{\Pi} + m_{\mathcal{E}} + m_{\mathcal{D}} + m_{PT} + m_{СПХ} + m_K,$$

где m_{Π} – масса полезного груза; $m_{\mathcal{E}}$ – масса энергоустановки, состоящая из источника и преобразователя энергии; $m_{\mathcal{D}}$ – масса двигательной установки; m_{PT} – масса рабочего тела, необходимая для управления КА; $m_{СПХ}$ – масса систем подачи и хранения рабочего тела; m_K – масса конструктивных элементов.

5. Исследуется влияние неопределённых факторов как на результаты решения динамической задачи, так и на значения проектных параметров. В случае необходимости определяются параметры, обеспечивающие минимум максимального проигрыша в критерии оптимальности, то есть реализуется гарантирующий подход.

Управление движением низкоорбитального космического аппарата дистанционного зондирования Земли

Отличительной особенностью движения КА на низких орбитах является наличие возмущающей силы аэродинамического сопротивления, а также неопределённость величины этой силы, обусловленная неточностью знания баллистического коэффициента спутника и плотности атмосферы. Последняя может существенно изменяться за сравнительно короткое время под действием внешних факторов. Алгоритмы управления должны обеспечить решение задач уточнения модели движения, прогнозирования траектории и коррекции программы управления. При жёстких требованиях к точности выполнения заданных терминальных условий алгоритмы управления должны обладать гибкостью, способностью к перестройке с учётом новой информации, достаточной простотой и эффективностью с точки зрения возможностей БЦВМ. В связи с этим

представляют интерес алгоритмы, основанные на использовании приближённых моделей управляемого движения, существенно упрощающих процедуру расчёта параметров управления.

Рассматриваются два способа управления орбитой: 1) по отклонению параметров траектории от расчётных значений с определённой периодичностью коррекции, так называемая «пила»; 2) «по возмущению», предполагающего высокоточное измерение компонент силы аэродинамического сопротивления.

Последний способ обладает принципиальной неустойчивостью, однако, при высокой точности измерительных средств даёт хорошие результаты, особенно в комбинации с первым способом. На каждом шаге процесса формируется апостериорная модель возмущений в виде согласующей функции в форме ряда Фурье по совокупности измерений компонент аэродинамического ускорения. Процесс управления орбитой КА рассматривается как многошаговый процесс с периодическим уточнением математической модели движения.

Имитация процесса получения и обработки навигационной информации проводилась с помощью «имитационной» модели плотности. За её основу была взята «динамическая» модель плотности атмосферы с добавлением случайных флуктуаций плотности [7]. Случайная функция представлялась в виде канонического спектрального разложения по аргументу широты со случайными коэффициентами.

В модели допускалась возможность изменения плотности за сравнительно короткое время. Последнее достигается путём изменения текущего индекса солнечной активности и имитирует ситуацию типа «вспышки на Солнце».

Для оценки максимальной потребной величины корректирующего управления и энергетических затрат на коррекцию не всегда требуется восстанавливать все элементы орбиты, а можно ограничиться коррекцией лишь нескольких наиболее важных параметров. Например, в качестве базового режима коррекции может быть выбран режим включения двух элементов орбиты, например, периода обращения и высоты перигея.

Синтез проектных параметров оптической системы для получения космических снимков с высоким пространственным разрешением

Для анализа геометрических параметров телескопа была выбрана двухзеркальная оптическая схема Ричи-Кретьена [2] с дополнительным плоским зеркалом переотражения (рис. 1).

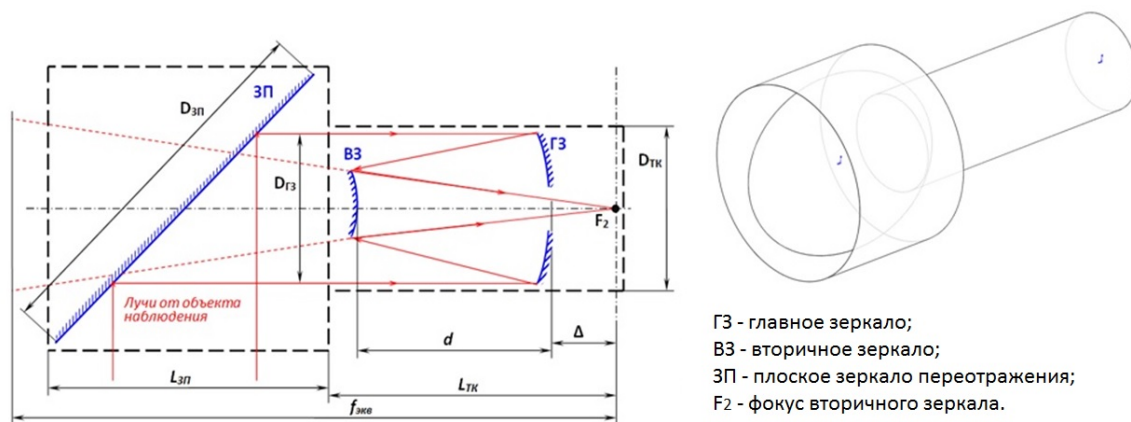


Рис. 1. Габаритная модель оптической системы с зеркалом переотражения

Для оценки габаритных размеров телескопического комплекса были использованы математические модели, приведённые в [2 – 5].

Часть корпуса телескопического комплекса должна вмещать в себя главное зеркало (ГЗ), вторичное зеркало (ВЗ), а также фокальную плоскость. Зеркало переотражения (ЗП) должно быть частично закрыто корпусом. Результаты расчётов показаны на рис. 2.

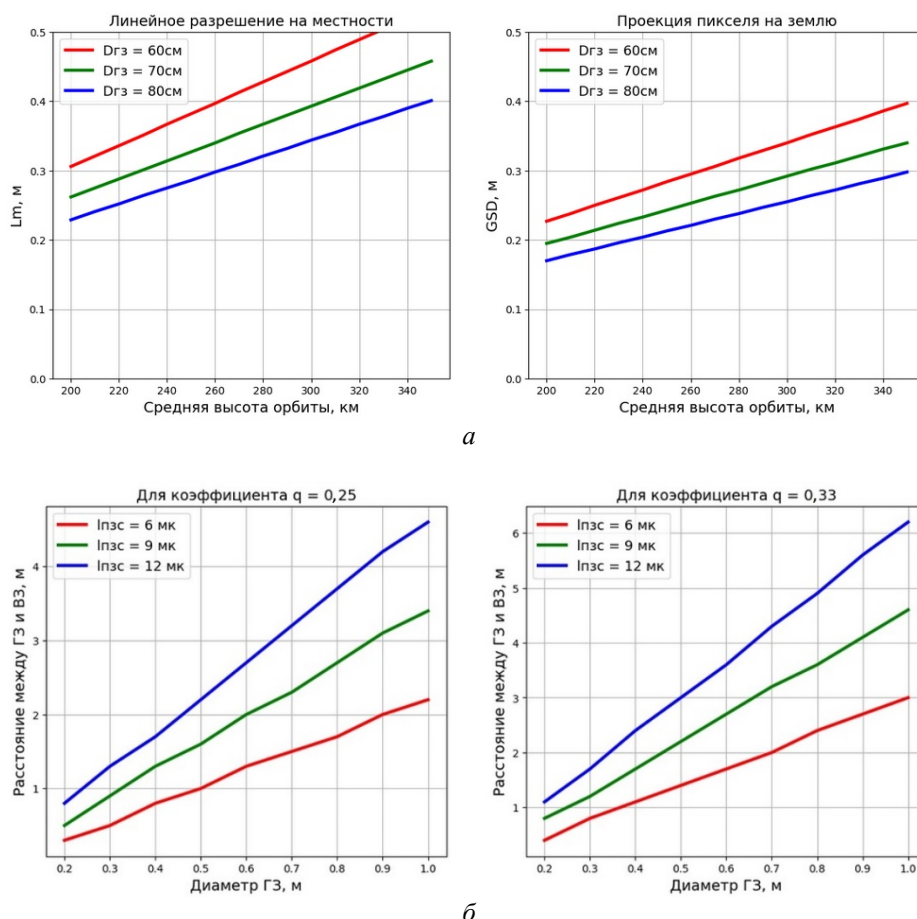


Рис. 2. Анализ геометрических параметров оптической системы для низкоорбитального космического аппарата:

а – пространственное разрешение в зависимости от диаметра главного зеркала и высоты орбиты;
 б – расстояние между вторичным зеркалом и главным зеркалом (d)

Для определения потребного диаметра зеркала переотражения были использованы следующие условия: исходное положение плоскости зеркала переотражения располагается под углом 45 градусов к оптической оси главного зеркала и вторичного зеркала. Максимальные углы поворота зеркала переотражения определяются с использованием трёхмерных CAD-моделей.

Был проведён предварительный анализ параметров массы оптической системы для низкоорбитального КА ДЗЗ согласно методикам, изложенным в [2 – 4]. Была разработана габаритная модель для создания проекта силовой части телескопического комплекса (рис. 3).

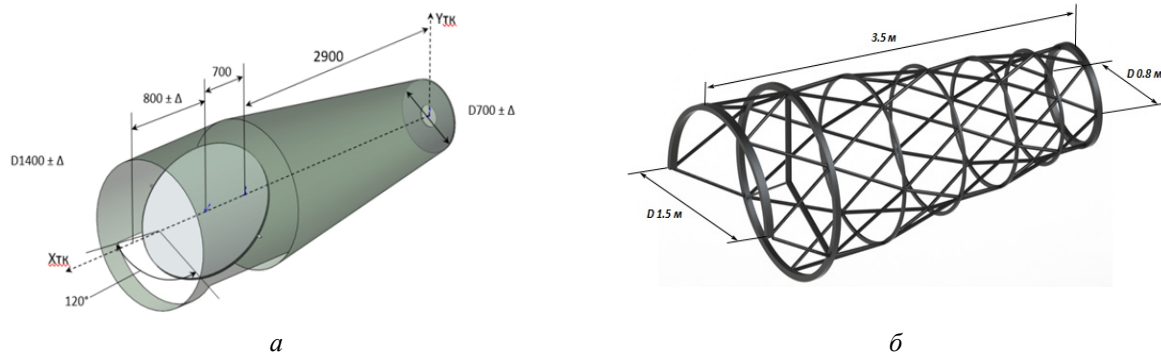


Рис. 3. Проектирование силовой части телескопа для низкоорбитального космического аппарата:
а – исходная габаритная модель для разработки проекта силовой части телескопа;
б – твердотельная модель силовой части телескопа

Проект силовой части телескопа включает в себя коническую и цилиндрическую части, состоящие из шпангоутов и соединяющих их стрингеров. Модель разработана из соображений выполнения требуемых показателей по размеростабильности и виброустойчивости.

Выбраны схемы соединения силовых элементов и соответствующие профили из конструктивных материалов. В результате была создана твердотельная модель силовой части телескопического комплекса, состоящая из алюминиево-магниевого шпангоута и соединяющих композитных стержней.

Из рис. 3, б видно, что телескопический комплекс кроме зеркал имеет в своей структуре: опорные элементы для установки зеркал, силовую схему для соединения всех элементов в единую конструкцию. С целью облегчения массы телескопического комплекса был выбран вариант организации корпуса в виде силовой рамы.

Анализ проектных ограничений на массогабаритные параметры низкоорбитального космического аппарата дистанционного зондирования Земли

Для дальнейшего проектного анализа была выбрана компоновочная схема низкоорбитального КА ДЗЗ (рис. 4).

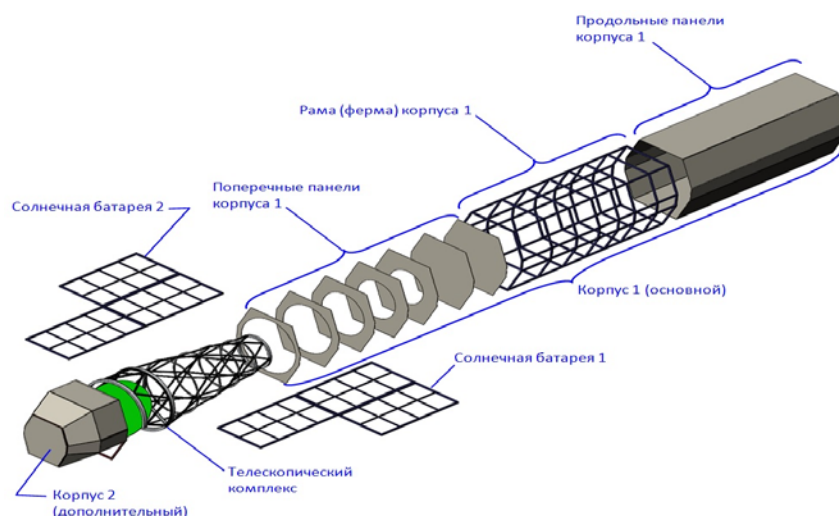


Рис. 4. Проект компоновочной схемы низкоорбитального космического аппарата дистанционного зондирования Земли

Из рис. 4 видно, что разрабатываемый низкоорбитальный КА включает в свой состав основной корпус в форме прямоугольной восьмигранной призмы, который вмещает в себя оптико-электронную аппаратуру, продольные и поперечные силовые панели. Для закрытия от внешней среды блока с ЗП имеется открытая часть корпуса для обеспечения обзора земной поверхности. Элементы солнечных батарей размещаются на навесных панелях и панелях корпуса КА (схема «стрела»).

В зависимости от величины силы аэродинамического сопротивления на малых высотах выбираются параметры корректирующей силы тяги ЭРДУ. Следует учитывать требования по электрической мощности, обеспечивающей её работу. Дополнительные площади солнечных батарей и масса аккумуляторных батарей могут привести к изменению баллистического коэффициента КА, увеличение которого ведёт к повышению интенсивности падения высоты орбитального полёта и интенсивности работы ЭРДУ.

Компоновочная схема (рис. 4) была выбрана из условий, что КА совершает ориентированный полёт (продольная ось направлена вдоль трансверсальной оси орбитальной системы координат), телескопический комплекс по габаритным размерам уместается в корпусе КА, поперечные геометрические размеры выбираются из условия минимизации площади мишени КА; длина корпуса КА выбирается с учётом возможности размещения бортового оборудования, размещение и площадь солнечных батарей выбираются с учётом выполнения требований по электропитанию.

На основе проведённого анализа геометрии КА была сформирована область проектных параметров КА: площадь мишени КА ориентировочно составляет 2 м^2 , габаритные размеры ($L = 5,3 \text{ м}$), коэффициент аэродинамического сопротивления c_x может принимать значения в интервале от 2,0 до 2,5. Учитывая то, что на данном этапе проектирования неизвестна массовая сводка бортового оборудования и конструкция КА, масса КА при анализе рассматривалась как параметр, который может принимать значения в интервале от 700 до 1000 кг. Для задания нижней границы по допустимой массе КА проводились проектно-баллистические исследования с учётом влияния величины баллистического коэффициента на интенсивность снижения рабочей орбиты под действием сопротивления от верхней атмосферы Земли.

Анализ ограничений по электрической мощности

При выборе ЭРДУ для исследуемого низкоорбитального КА проводился проектный анализ ограничений по располагаемой электрической мощности. В качестве ограничений использовалось следующее выражение:

$$N_{\text{ср.сут}} \geq N_{\text{уд.сб}} S_{\text{СБ}} \cos \alpha_{\text{ср}},$$

где $N_{\text{ср.сут}}$ – среднесуточная величина электрической мощности, вырабатываемой солнечными батареями (Вт); $N_{\text{уд.сб}}$ – удельная электрическая мощность с единицы площади солнечной батареи ($\text{Вт}/\text{м}^2$); $S_{\text{СБ}}$ – общая площадь солнечных батарей (м^2); $\cos \alpha_{\text{ср}}$ – среднеинтегральный косинус угла между нормалью к плоскости солнечной батареи и вектором направления на Солнце.

Для построения ограничений по электрической мощности на режимы работы ЭРДУ при коррекции в пространстве проектных и баллистического векторов были использованы цифровые инструменты DataScience работы с большими данными.

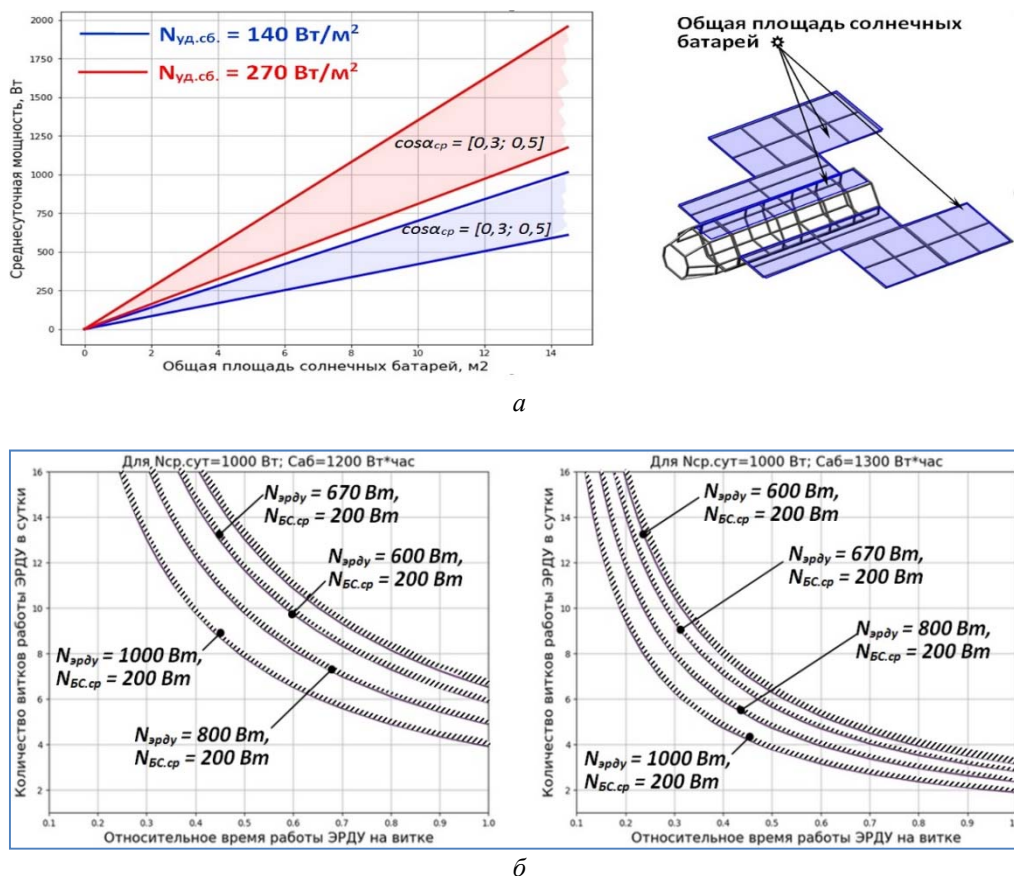


Рис. 5. Определение ограничений на проектные параметры
электрореактивной двигательной установки ($T = 5700 \text{ с}$; $n_{сут} = 16$; $\alpha_{свет} = 0,6$; $\beta_{свет} = 0,5$):
а – визуализация параметров для оценки площади солнечных батарей;
б – визуализация для оценки ограничений на проектные параметры ЭРДУ

На рис. 5 приведён пример визуализации одного из вариантов ограничений на проектные параметры ЭРДУ. Здесь введены обозначения: $N_{Бс.ср}$ – среднесуточная мощность электропотребления бортовых систем КА без учёта ЭРДУ; T – период обращения на рабочей орбите; $C_{аб}$ – общая ёмкость аккумуляторных батарей; $\alpha_{свет}$ – относительное время работы бортовых систем от солнечных батарей на витке; $\beta_{эрд\text{у}}$ – доля времени работы ЭРДУ на теневой части (за счёт запасов электроэнергии в аккумуляторной батарее) в общем времени работы ЭРДУ в сутки при коррекции; $\alpha_{эрд\text{у}}$ – общая доля времени работы ЭРДУ в сутки; $n_{сут}$ – количество витков в сутки; $n_{эрд\text{у}}$ – количество витков с включениями ЭРДУ в сутки; $N_{эрд\text{у}}$ – мощность электропотребления ЭРДУ во включённом состоянии.

Анализ параметров электрореактивной двигательной установки

При выборе потребной силы тяги для коррекции низкой рабочей орбиты исследуемого КА ДЗЗ был проведён анализ уровня силы сопротивления верхней атмосферы Земли с использованием моделей и программного обеспечения, описанного в [5].

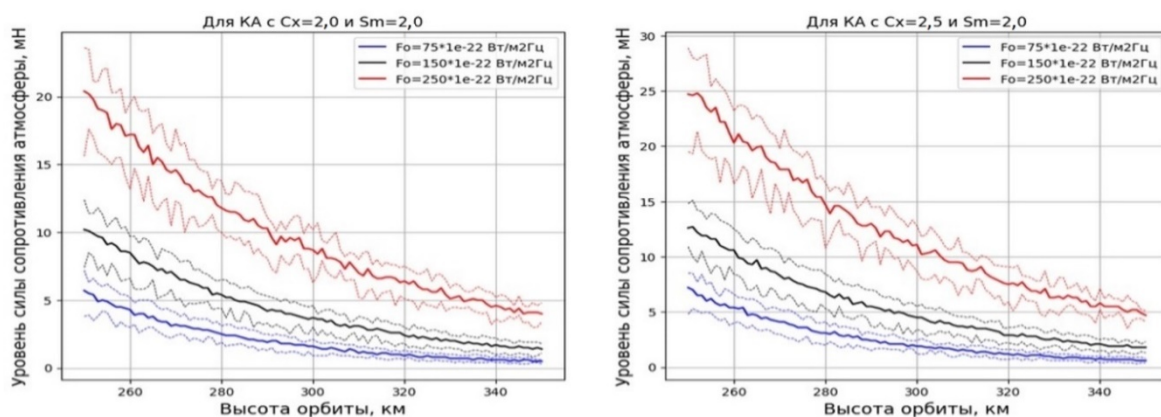


Рис. 6. Уровень силы сопротивления верхней атмосферы Земли, действующей на исследуемый космический аппарат в области сверхнизких высот (здесь c_x – коэффициент аэродинамического сопротивления; S_m – площадь мицеля)

Был проведён анализ возможности поддержания низкой рабочей орбиты. Рассматривались три варианта отечественных ЭРД (производства ОКБ «Факел», г. Калининград), некоторые из проектных характеристик которых приведены в табл. 1 [8].

Таблица 1. Характеристики стационарных плазменных двигателей производства ОКБ «Факел»

Параметр	Марка ЭРД				
	СПД-50М		СПД-70	СПД-70М	
Рабочее тело	Ксенон		Ксенон	Ксенон	Криптон
Мощность, [Вт]	225	300	670	600	800
Сила тяги, [мН]	14,8	18,0	39,2	36,0	37,0
Удельный импульс, [с]	930	1200	1470	1430	1490
Ресурс работы, [час.]	> 5000		> 3100	> 7000	
Ресурс работы, [кол-во включений]	> 11000		> 3000	> 11000	
Статус	Лётная модель		Лётная модель	Инженерная модель	

С учётом ограничений на режимы работы ЭРДУ был проведён расчёт процессов коррекции рабочей орбиты. На рис. 7 показан пример визуализации одного из результатов анализа для варианта одного работающего СПД-70М (рабочее тело криптон, сила тяги 37 мН) в режиме 8 рабочих витков в сутки с относительным временем работы ЭРДУ на витке до 60%.

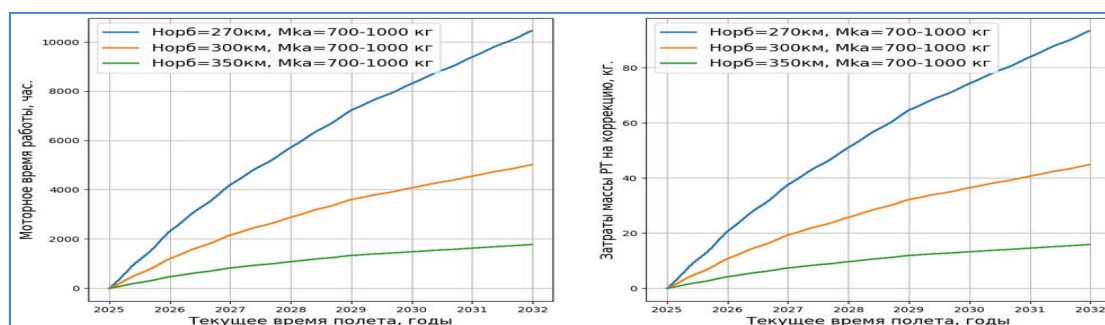
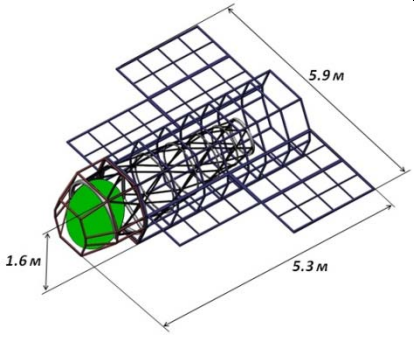


Рис. 7. Анализ проектных параметров электрореактивной двигательной установки для исследуемого низкоорбитального космического аппарата дистанционного зондирования Земли

На основе полученных результатов был выбран вариант ЭРДУ (табл. 2), которая будет включать в свой состав один работающий двигатель СПД-70М (рабочее тело криптон). Рекомендуется запас массы криптона порядка 50 кг, которого должно хватить для поддержания низкой околокруговой орбиты со средней высотой порядка 300 км в период с 2025 по 2032 годы (7 лет).

Таблица 2. Исходные проектные параметры для перспективного космического аппарата дистанционного зондирования Земли

№	Обозначение параметра (ограничения)	Описание
<i>Проектно-баллистические параметры КА</i>		
1.	Геометрия КА	
2.	Масса КА	В интервале от 700 кг до 1000 кг
3.	Площадь сечения миделя КА	Не более 2 м ²
4.	Площадь солнечных батарей	В интервале от 10 м ² до 15 м ²
5.	Среднесуточная мощность системы энергоснабжения КА	В интервале от 1,0 кВт до 1,5 кВт
6.	Рабочая ёмкость аккумуляторных батарей	Порядка 1200 Вт·час
7.	Высота рабочей орбиты	Рекомендуемая высота от 280 до 300 км. В периоды низкой солнечной активности возможно снижение до 250 км
8.	Целевые параметры	На данном этапе исследований принято допущение, что GSD (размер проекции пикселя на Землю) не хуже 30 см с высоты (расстояния до объекта наблюдения) порядка 300 км
<i>Проектные параметры ЭРДУ</i>		
9.	Маршевый двигательный блок	Включает в свой состав 2 двигателя СПД-70М (производства ОКБ «Факел»). Один работающий, один в резерве
10.	Масса СПД-70М	2,6 кг
11.	Рабочее тело	Криптон
12.	Сила тяги	37 мН
13.	Удельный импульс	14900 м/с
14.	Электрическая мощность	800 Вт
15.	Масса рабочего тела	Рекомендуется 50 кг (для поддержания рабочей сверхнизкой орбиты от трёх до семи лет, в зависимости от высоты и состояния верхней атмосферы Земли)
16.	Требования к режимам включений	Оценка параметров циклов коррекции и расхода рабочего тела проводилась при режиме 8 витков с включениями и работой на каждом до 60% времени (исходя из ограничений по планируемой электроэнергетике КА)

Заключение

В настоящей статье описана методика выбора проектных параметров для разработки технических предложений по созданию низкоорбитального космического аппарата дистанционного зондирования Земли с оптико-электронной аппаратурой наблюдения, позволяющей получать космические снимки с высоким пространственным разрешением (GSD менее 30 см).

Описанные в настоящей статье научно-исследовательские результаты получены в рамках выполнения гранта РНФ 23-19-20025.

Библиографический список

1. Маламед Е.Р. Конструирование оптических приборов космического базирования: учеб. пособие. СПб: СПбГИТМО (ТУ), 2002. 291 с.
2. 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.
3. Бакланов А.И. Новые горизонты космических систем оптико-электронного наблюдения Земли высокого разрешения // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2018. Т. 5, № 3. С. 17-28. DOI: 10.30894/issn2409-0239.2018.5.3.17.28
4. Crisp N.H., Roberts P.C.E., Livadiotti S., Macario Rojas A., Oiko V.T.A., Edmondson S., Haigh S.J., Holmes B.E.A., Sinpetru L.A., Smith K.L., Becedas J., Domínguez R.M., Sullioti-Linner V., Christensen S., Nielsen J., Bisgaard M., Chan Y.-A., Fasoulas S., Herdrich G.H., Romano F., Traub C., García-Almiñana D., Rodríguez-Donaire S., Sureda M., Kataria D., Belkouchi B., Conte A., Seminari S., Villain R. In-orbit aerodynamic coefficient measurements using SOAR (Satellite for Orbital Aerodynamics Research) // Acta Astronautica. 2021. V. 180. P. 85-99. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.12.024
5. Волоцуев В.В. Цифровая модель силы сопротивления верхней атмосферы Земли для проектирования низкоорбитальных космических аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 13-24. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-13-24
6. ГОСТ Р 25645.166-2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли. М.: Издательство стандартов, 2004. 24 с.
7. Волоцуев В.В., Салмин В.В. Анализ эффективности использования электрореактивных двигателей для поддержания низкой орбиты малого космического аппарата // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2020. № 10 (727). С. 65-74. DOI: 10.18698/0536-1044-2020-10-65-74
8. Важенин Н.А., Обухов В.А., Плохих А.П., Попов Г.А. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов и их влияние на радиосистемы космической связи. М.: Физматлит, 2012. 432 с.

DESIGN OF LOW-ORBIT SMALL SPACECRAFT WITH OPTICAL SURVEILLANCE EQUIPMENT AND CORRECTIVE ELECTRIC PROPULSION SYSTEM

© 2025

Ye. V. Shakhmatov

Academician of the Russian Academy of Sciences,
Head of the Department of Power Plant Automatic Systems
named after Academician V.P. Shorin;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
shakhm@ssau.ru

V. V. Salmin

Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Space
Engineering named after General Designer D.I. Kozlov;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
sputnik@ssau.ru

V. V. Volotsuev

Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department
of Space Engineering named after General Designer D.I. Kozlov;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
volotsuev@mail.ru

The project of a low-orbit optical remote sensing spacecraft with a corrective electric propulsion system is described. The target equipment includes optical equipment formed according to the Ritchie-Chretien scheme with an additional re-reflection mirror. The choice of the geometry of optical equipment is justified by reducing the area of the spacecraft's midsection (to reduce the drag force from the upper atmosphere of the Earth). The guideline is the possibility of creating a small spacecraft (weighing no more than 1000 kg) to obtain satellite images with high spatial resolution (the pixel projection size on the Earth is less than 30 cm). The article presents a model of limitations from the satellite's power supply system on the operating modes of an electric propulsion system and the results of an analysis to estimate the parameters of the orbit correction cycles and the mass of the working fluid reserves.

Spacecraft; low orbit; remote sensing of the Earth; electric propulsion system

Citation: Shakhmatov Ye.V., Salmin V.V., Volotsuev V.V. Design of low-orbit small spacecraft with optical surveillance equipment and corrective electric propulsion system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 72-84. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-72-84

References

1. Malamed E.R. *Konstruirovaniye opticheskikh priborov kosmicheskogo bazirovaniya: ucheb. posobie* [Designing optical space-based devices: manual]. St. Petersburg: ITMO University Publ., 2002. 291 p.
2. 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.
3. Baklanov A.I. New horizons of space systems of optical-electronic observation of high resolution Earth. *Rocket-Space Device Engineering and Information Systems*. 2018. V. 5, no. 3. P. 17-28. (In Russ.). DOI: 10.30894/issn2409-0239.2018.5.3.17.28
4. Crisp N.H., Roberts P.C.E., Livadiotti S., Macario Rojas A., Oiko V.T.A., Edmondson S., Haigh S.J., Holmes B.E.A., Sinpetru L.A., Smith K.L., Becedas J., Domínguez R.M., Sullioti-Linner V., Christensen S., Nielsen J., Bisgaard M., Chan Y.-A., Fasoulas S., Herdrich G.H., Romano F., Traub C., García-Almiñana D., Rodríguez-Donaire S., Sureda M., Kataria D., Belkouchi B., Conte A., Seminari S., Villain R. In-orbit aerodynamic coefficient measurements using SOAR (Satellite for Orbital Aerodynamics Research). *Acta Astronautica*. 2021. V. 180. P. 85-99. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.12.024

5. Volotsuev V.V. Digital model of the drag force of the Earth's upper atmosphere for the design of low-orbit spacecraft. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 13-24. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-13-24
6. GOST R25645.166-2004. Earth upper atmosphere. Density model for ballistic support of flights of artificial Earth satellites. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 2004. 24 p. (In Russ.)
7. Volotsuev V.V., Salmin V.V. An analysis of the efficiency of electric propulsion engines for maintaining a low orbit of small spacecraft. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*. 2020. No. 10 (727). P. 65-74. (In Russ.). DOI: 10.18698/0536-1044-2020-10-65-74
8. Vazhenin N.A., Obukhov V.A., Plokhikh A.P., Popov G.A. *Elektricheskie raketnye dvigateli kosmicheskikh apparatov i ikh vliyanie na radiosistemy kosmicheskoy svyazi* [Electric rocket engines of spacecraft and their influence on radio systems of space communication]. Moscow: Fizmatlit Publ., 432 p.

МЕТОД ПОИСКА ДЕФЕКТОВ ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПОД ВИДИМЫМ СВЕТОМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СЕТИ U-NET

© 2025

Е. А. Алексеев директор по цифровой трансформации;
ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск;
evgeny.alekseev@uec-saturn.ru

А. Н. Ломанов кандидат технических наук, доцент, директор института
информационных технологий и систем управления;
Рыбинский государственный авиационный технический
университет имени П.А. Соловьёва;
frei@rsatu.ru

При производстве деталей авиационных двигателей на операциях контроля широко применяются методы, позволяющие обнаруживать поверхностные несплошности материала. Одним из таких методов является капиллярный метод неразрушающего контроля. Для решения одной из частных задач – выявления загрязнений на обследуемой поверхности, представлено описание метода поиска дефектов на поверхностях лопаток газотурбинного двигателя под видимым светом. В основе решения задачи поиска загрязнений при осмотре поверхностей лопатки лежит сегментация изображения с помощью свёрточной нейронной сети U-NET. Приведены результаты использования обученной модели на лопатках в производственных подразделениях ПАО «ОДК-Сатурн».

Неразрушающий контроль; машинное зрение; поиск загрязнений; нейронная сеть

Цитирование: Алексеев Е.А., Ломанов А.Н. Метод поиска дефектов лопаток газотурбинного двигателя под видимым светом с использованием сети U-NET // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 85-93. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-85-93

Введение

В отечественной литературе недостаточно изучен вопрос автоматизации капиллярного метода контроля деталей. Большинство работ, например [1; 2], описывают только способы цифровой обработки изображений для поиска индикаторных следов, причём основное внимание уделяется только поиску единичных индикаций, расчёту их размеров на изображении (в пикселях). В работах игнорируются такие важные вопросы, как расчёт остальных характеристик свечения (ориентация, положение, расположение относительно друг друга) и фильтрация излишков пенетранта на поверхности детали.

При анализе авторы чаще всего используют различные фильтры для подготовки изображения, а затем выполняют бинаризацию, чтобы оставить на изображении только индикаторные следы. Данный подход позволяет точно определить индикаторные следы на изображении, но у него есть ряд недостатков:

- очень часто, помимо индикаторных следов от дефектов, на инспектируемой поверхности остаются несмытые остатки пенетранта, которые можно спутать с реальным дефектом;
- для корректной работы метода необходимо равномерное освещение по всей инспектируемой поверхности;
- для сложнопрофильных поверхностей, таких как лопатка газотурбинного двигателя (ГТД), необходимо перемещение объекта контроля (или видеокамеры), обеспечивающее получение изображения под углом, близким к нормали по отношению к контролируемой поверхности.

В рассмотренных работах авторы анализируют поверхности простых деталей, например, пластин, кубиков и т.д. Перед анализом измеряются реальные размеры поверхности детали в миллиметрах, а затем размеры на изображении – в пикселях. При этом определение физических размеров дефектов рассчитывается как отношение количества пикселей дефекта к количеству пикселей поверхности, умноженное на реальный размер поверхности. Использование такого подхода возможно только на простых поверхностях, не имеющих сложных форм, например, изгибов.

В работах зарубежных авторов капиллярный метод контроля рассмотрен в большом количестве работ, но также только со стороны обработки цифрового изображения. В отличие от отечественных, в работах зарубежных авторов для поиска индикаторных следов чаще всего используются различные алгоритмы машинного обучения.

Например, в работе [3] авторы используют алгоритм Random forest для анализа поверхности титановой пластины размером 100×50×4 мм. Набор данных для обучения сети представляет 36 изображений различных пластин с 124 уникальными дефектами. Все дефекты в наборе представляют из себя трещины. Авторам удалось добиться точности нахождения дефектов 76%, т. е. был пропущен каждый пятый дефект. Кроме того, данный метод позволяет только детектировать дефекты на поверхности, без расчёта их характеристик.

В других работах авторы также используют различные алгоритмы машинного обучения, такие, например, как модели ResNets [4], сеть прямого распространения с полносвязными слоями [5], а также различные статистические методы [6]. Данные подходы, по сравнению с детерминированными методами, имеют большую устойчивость к ложным индикаторным следам (остаткам пенетранта на поверхности детали), но одновременно с этим у них увеличен шанс пропустить индикаторный след реального дефекта.

Реализация модели U-NET для поиска загрязнений при видимом свете

Для решения задачи поиска загрязнений на поверхности лопатки под видимым светом в данной работе предлагается использовать подход, в который входят следующие этапы:

- съёмка поверхности лопатки;
- предобработка полученных изображений;
- сегментация изображения с помощью свёрточной нейронной сети *U-NET*;
- выделение на поверхности лопатки обнаруженных загрязнений.

Загрязнения, выявляемые при данном типе контроля, имеют характер тёмного пятна различной формы (зачастую схожую с эллипсом). Чаще всего такие загрязнения имеют большие размеры, более 5 мм. Это связано с тем, что изначально загрязнение имеет жидкую форму и при попадании на поверхность равномерно растекается по ней. Пример загрязнения под видимым светом представлен на рис. 1.

С точки зрения захвата изображения метод имеет аналогичный алгоритм, а именно:

- лопатка крепится сначала одной стороной в оснастке;
- считывается и распознаётся её идентификационный номер;
- выполняется вращение и съёмка лопатки.

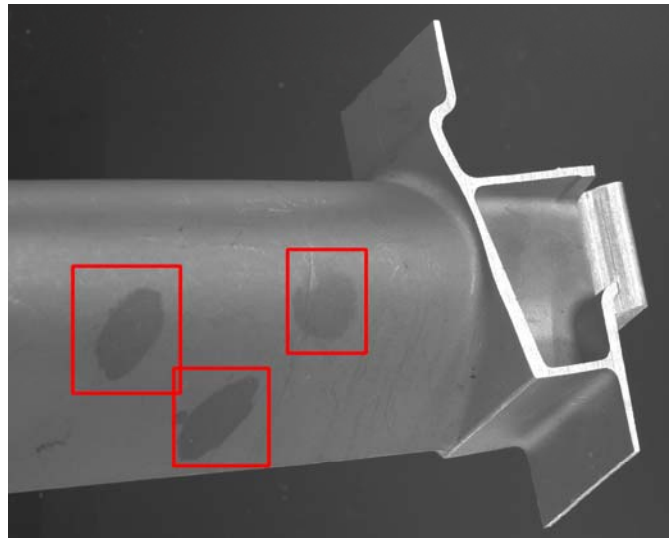


Рис. 1. Пример загрязнения под видимым светом

Одним из наиболее широко используемых инструментов для анализа изображений являются нейронные сети. Как уже упоминалось ранее, в данном случае для поиска загрязнений применялась архитектура, основанная на использовании свёрточной нейронной сети U-NET. Данная архитектура была выбрана по нескольким причинам, а именно:

- изначально данная архитектура была разработана для биомедицинских приложений, для сегментации аномальных областей на снимках различной природы, задача поиска загрязнений схожа с основной задачей архитектуры;

- для достижения хороших результатов требуются относительно небольшие наборы данных.

В табл. 1 представлена архитектура сети с характеристиками каждого слоя. Размеры слоёв подбирались эмпирически, исходя из результатов обучения.

Для обучения сети был подготовлен набор данных, состоящий из 900 размеченных изображений. Для подготовки набора данных были получены 37 изображений с лопатками разных типов. На каждую лопатку был нанесён масляный след. После съёмки всех лопаток изображения были размечены путём создания маски с выделенными областями загрязнений. Так как набор данных имеет очень маленький размер, к каждому изображению были применены аугментации, чтобы увеличить количество данных. Вместе с оригинальным изображением аналогичные аугментации применялись и к его маске. Пример данных из обучающей выборки представлен на рис. 2, причём на рис. 2, а представлено аугментированное изображение, а на рис. 2, б – его маска. В результате всех преобразований был подготовлен обучающий набор, причём под обучающую часть было отдано 80% данных, а под валидационную – 20%.

По результатам обучения был подготовлен график, на котором показано изменение функции потерь на тренировочных и валидационных данных. График функции потерь представлен на рис. 3, где эпоха представляет собой один полный цикл обучения нейронной сети на всём наборе обучающих данных. Функция потерь определяет ошибку между реальными и полученными ответами. Из представленного графика можно сделать вывод, что обучение прошло успешно, отсутствует переобучение и недообучение модели.

После обучения модели она была интегрирована в программное обеспечение стенда.

Таблица 1. Описание слоёв реализованной нейронной сети

Тип слоя	Размеры выходного слоя	Количество параметров слоя	Связан со слоями
input_1 (InputLayer)	[(None, 256, 256, 3)]	0	
lambda (Lambda)	(None, 256, 256, 3)	0	input_1[0][0]
conv2d (Conv2D)	(None, 256, 256, 16)	448	lambda[0][0]
dropout (Dropout)	(None, 256, 256, 16)	0	conv2d[0][0]
conv2d_1 (Conv2D)	(None, 256, 256, 16)	2320	dropout [0][0]
max_pooling2d (MaxPooling2D)	(None, 128, 128, 16)	0	conv2d_1[0][0]
conv2d_2 (Conv2D)	(None, 128, 128, 32)	4640	max_pooling2d [0][0]
dropout_1 (Dropout)	(None, 128, 128, 32)	0	conv2d_2[0][0]
conv2d_3 (Conv2D)	(None, 128, 128, 64)	9248	dropout_1[0][0]
max_pooling2d_1 (MaxPooling2D)	(None, 64, 64, 64)	0	conv2d_3[0][0]
conv2d_4 (Conv2D)	(None, 64, 64, 64)	18496	max_pooling2d_1[0][0]
dropout_2 (Dropout)	(None, 64, 64, 64)	0	conv2d_4 (Conv2D)
conv2d_5 (Conv2D)	(None, 64, 64, 64)	36928	dropout_2[0][0]
max_pooling2d_2 (MaxPooling2D)	(None, 32, 32, 64)	0	conv2d_5[0][0]
conv2d_6 (Conv2D)	(None, 32, 32, 128)	73856	max_pooling2d_2[0][0]
dropout_3 (Dropout)	(None, 32, 32, 64)	0	conv2d_6[0][0]
conv2d_7 (Conv2D)	(None, 32, 32, 128)	147584	dropout_3[0][0]
max_pooling2d_3 (MaxPooling2D)	(None, 16, 16, 128)	0	conv2d_7 [0][0]
conv2d_8 (Conv2D)	(None, 16, 16, 256)	295168	max_pooling2d_3 [0][0]
dropout_4 (Dropout)	(None, 16, 16, 256)	0	conv2d_8 [0][0]
conv2d_9 (Conv2D)	(None, 16, 16, 256)	590080	dropout_4 [0][0]
conv2d_transpose (Conv2DTrans)	(None, 32, 32, 128)	131200	conv2d_9[0][0]
concatenate (Concatenate)	(None, 32, 32, 256)	0	conv2d_transpose [0][0] conv2d_7[0][0]
conv2d_10 (Conv2D)	(None, 32, 32, 128)	295040	concatenate [0][0]
dropout_5 (Dropout)	(None, 32, 32, 128)	0	conv2d_10 [0][0]
conv2d_11 (Conv2D)	(None, 32, 32, 128)	147584	dropout_5 [0][0]
conv2d_transpose_1 (Conv2DTrans)	(None, 64, 64, 64)	32832	conv2d_11[0][0]
concatenate_1 (Concatenate)	(None, 64, 64, 128)	0	conv2d_transpose_1 [0][0] conv2d_5[0][0]
conv2d_12 (Conv2D)	(None, 64, 64, 64)	73792	concatenate_1[0][0]
dropout_6 (Dropout)	(None, 64, 64, 64)	0	conv2d_12[0][0]
conv2d_13 (Conv2D)	(None, 64, 64, 64)	36832	dropout_6[0][0]
conv2d_transpose_2 (Conv2DTrans)	(None, 128, 128, 32)	8224	conv2d_13[0][0]
concatenate_2 (Concatenate)	(None, 128, 128, 64)	0	conv2d_transpose_2 [0][0] conv2d_3[0][0]
conv2d_14 (Conv2D)	(None, 128, 128, 32)	18464	concatenate_2 [0][0]
dropout_7 (Dropout)	(None, 128, 128, 32)	0	conv2d_14 [0][0]
conv2d_15 (Conv2D)	(None, 128, 128, 32)	9248	dropout_7[0][0]
conv2d_transpose_3 (Conv2DTrans)	(None, 256, 256, 16)	2064	conv2d_15 [0][0]
concatenate_3 (Concatenate)	(None, 256, 256, 32)	0	conv2d_transpose_3 [0][0] conv2d_1[0][0]
conv2d_16 (Conv2D)	(None, 256, 256, 16)	4624	concatenate_3[0][0]
dropout_8 (Dropout)	(None, 256, 256, 16)	0	conv2d_16 [0][0]
conv2d_17 (Conv2D)	(None, 256, 256, 16)	2320	dropout_8 [0][0]
conv2d_18 (Conv2D)	(None, 256, 256, 1)	17	conv2d_17 [0][0]

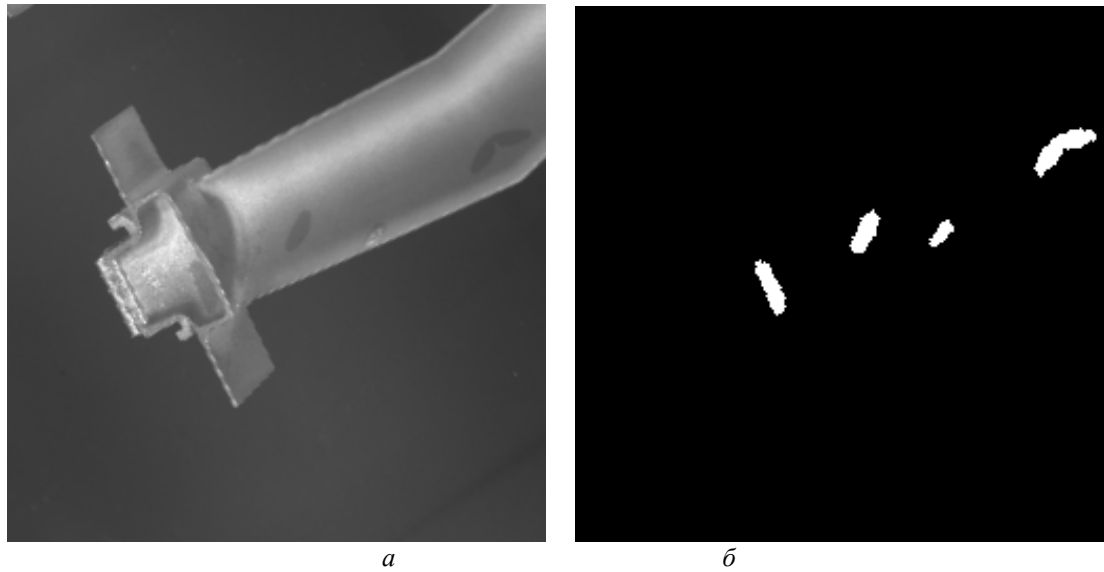


Рис. 2. Пример данных из обучающей выборки:
а – аугментированное изображение; б – маска загрязнений

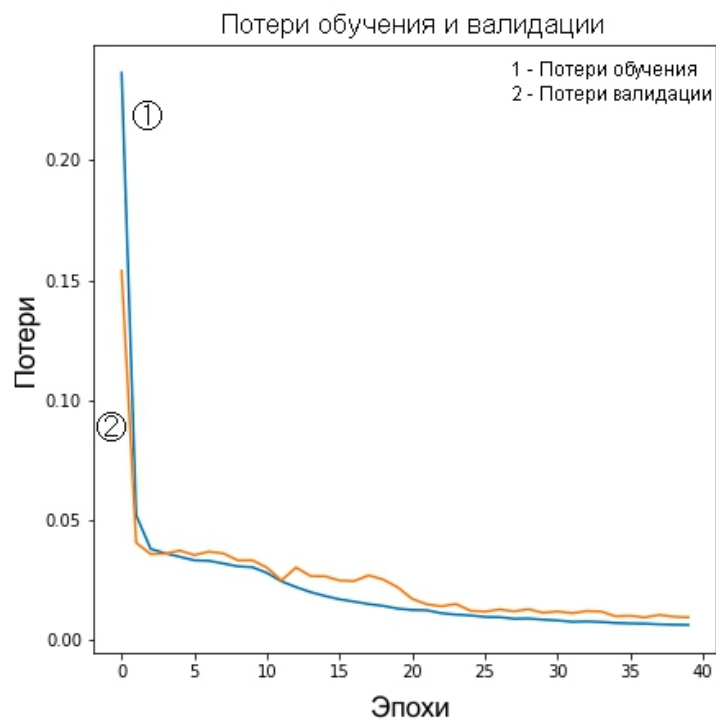


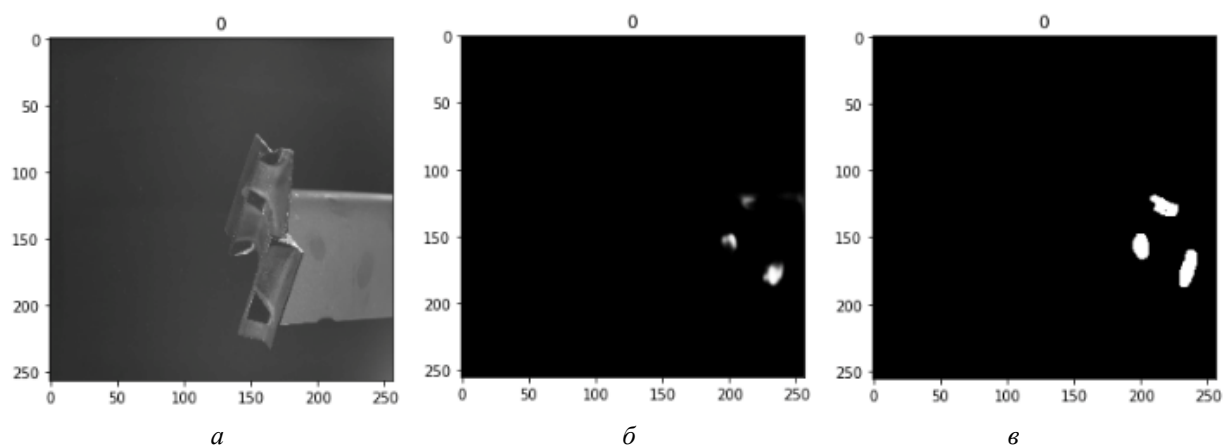
Рис. 3. График функции потерь

Результаты использования обученной модели для поиска загрязнений при видимом свете

После интеграции обученной модели в программное обеспечение был разработан и реализован алгоритм, который подготавливает данные для нейросети, а также обрабатывает полученные результаты для дальнейшего отображения оператору.

При подготовке изображение масштабируется до размеров 256×256 пикселей, а также изменяется его цветовая модель на оттенки серого. Данное изображение подаётся на вход нейросети.

На выходе нейросеть возвращает сегментированное изображение 256×256 пикселей, на котором белым цветом выделены загрязнённые области, а всё остальное заполнено чёрным цветом. Пример сегментированного изображения представлен на рис. 4.



*Рис. 4. Пример сегментированного изображения:
а – оригинальное изображение; б – результат сегментации; в – требуемый результат*

Сегментированная область выделяется прямоугольником, который масштабируется до размеров оригинального изображения (3000×4000 пикселей) и накладывается на него. Таким образом, получается результирующее изображение с выделенными областями загрязнений.

Испытания реализованной модели для поиска загрязнений на поверхностях лопаток при видимом свете выполнялись в производственных условиях на ПАО «ОДК-Сатурн». Для испытаний использовалось 30 лопаток 3-х разных типов, из них 24 лопатки (80%) имели загрязнения, а 6 лопаток (20%) были чистые и не имели загрязнения. Исследования реализованной модели показали высокую точность определения загрязнений. Основными недостатками оказались:

- иногда в качестве загрязнения распознаётся тень, отбрасываемая от элементов лопатки на её же поверхность;
- скорость работы алгоритма выше требуемой примерно в 4 раза (~43 секунды на 1 лопатку).

В остальном разработанный алгоритм показал требуемые результаты, не пропустив ни одного загрязнения на поверхности лопаток. Протокол испытаний представлен в табл. 2.

Таблица 2. Протокол испытаний стенда по распознаванию дефектов под белым светом

Номер лопатки	Тип лопатки	Наличие загрязнений (реальное)	Наличие загрязнений (результат стенда)	Примечание
HJ608 966-P	Ступень 2	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 155-H	Ступень 2	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 226-2	Ступень 2	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 189-C	Ступень 2	Отсутствуют	Отсутствуют	
HJ608 223-5	Ступень 2	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 958-7	Ступень 2	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 249-D	Ступень 2	Отсутствуют	Отсутствуют	
HJ608 233-K	Ступень 2	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 150-N	Ступень 2	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 266-0	Ступень 2	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 275-F	Ступень 2	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 127-2	Ступень 2	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 196-Y	Ступень 2	Отсутствуют	Отсутствуют	
HJ608 373-G	Ступень 2	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 212-M	Ступень 2	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 814-E	Ступень 2	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 389-6	Ступень 3	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 496-A	Ступень 3	Отсутствуют	Отсутствуют	
HJ608 338-8	Ступень 3	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 436-F	Ступень 3	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 526-1	Ступень 3	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 831-W	Ступень 3	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 457-7	Ступень 3	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 827-Y	Ступень 3	Отсутствуют	Присутствуют	Распознана тень, как дефект
HJ608 138-2	Ступень 3	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 788-9	Ступень 3	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 792-3	Ступень 3	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 527-4	Ступень 3	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 330-5	Ступень 3	Присутствуют	Присутствуют	
HJ608 395-C	Ступень 4	Отсутствуют	Отсутствуют	

Заключение

По результатам проведённых фактических испытаний разработанного алгоритма можно сделать вывод, что выбранный метод поиска дефектов лопаток газотурбинного двигателя под видимым светом при помощи сверхточной нейронной сети U-NET является эффективным и обеспечивает высокую точность.

Разработанный метод может быть использован в составе экспериментальных и промышленных установок (оборудования) по выявлению дефектов при помощи машинного зрения.

Библиографический список

1. Ермаков А.А. Методы и алгоритмы обработки и анализа снимков в капиллярной дефектоскопии. Дис. канд. техн. наук. Владимир, 2009. 129 с.
2. Бобков А.В. Выделение отрезков на изображении в задаче ориентации по визуальной информации // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия Приборостроение. 2002. № 3 (48). С. 45-54.

3. Shipway N.J., Barden T.J., Huthwaite P., Lowe M.J.S. Automated defect detection for Fluorescent Penetrant Inspection using random forest // *NDT and E International*. 2019. V. 101. P.113-123. DOI: 10.1016/j.ndteint.2018.10.008

4. Shipway N.J., Huthwaite P., Lowe M.J.S., Barden T.J. Using ResNets to perform automated defect detection for Fluorescent Penetrant Inspection // *NDT and E International*. 2021. V. 119. DOI: 10.1016/j.ndteint.2020.102400

5. Niccolai A., Caputo D., Chieco L., Grimaccia F., Mussetta M. Machine learning-based detection technique for NDT in industrial manufacturing // *Mathematics*. 2021. V. 9, Iss. 11. DOI: 10.3390/math9111251

6. Tout K. Automatic vision system for surface inspection and monitoring: Application to wheel inspection. Signal and image processing. Université de Technologie de Troyes – UTT, 2018. <https://theses.hal.science/tel-01801803/document>

METHOD FOR SEARCHING DEFECTS IN GAS TURBINE ENGINE BLADES UNDER VISIBLE LIGHT USING THE U-NET MODEL

© 2025

E. A. Alekseev Director for Digital Transformation;
Public Joint-Stock Company UEC-Saturn, Rybinsk, Russian Federation;
evgeny.alekseev@uec-saturn.ru

A. N. Lomanov Candidate of Science (Engineering), Associate Professor,
Director of the Institute of Information Technologies
and Management Systems;
Rybinsk State Aviation Technical University named after P.A. Solovyov,
Rybinsk, Russian Federation;
frei@rsatu.ru

In the production of aircraft engine parts, methods that allow detecting surface discontinuities in the material are widely used in testing operations. One of these methods is the capillary method of non-destructive testing. To solve one of the specific tasks – detection of contamination on the inspected surface, a description of the method for searching for defects on the surfaces of gas turbine engine blades under visible light is presented. The solution to the problem of searching for contamination during inspection of blade surfaces is based on image segmentation using the U-NET convolutional neural network. The results of using the trained model on blades in the production units of PJSC “UEC-Saturn” are presented.

Non-destructive control; machine vision; search for contamination; neural network

Citation: Alekseev E.A., Lomanov A.N. Method for searching defects in gas turbine engine blades under visible light using the U-NET model. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 85-93. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-85-93

References

1. Ermakov A.A. *Metody i algoritmy obrabotki i analiza snimkov v kapillyarnoy defektoskopii. Dis. kand. tekhn. nauk* [Methods and algorithms of image processing and analysis in capillary flaw detection. Thesis for a Candidate Degree in Science (Engineering)]. Vladimir, 2009. 129 p.

2. Bobkov A.V. Intercepting image in problem of orientation by visual information. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Instrument Engineering*. 2002. No. 3 (48). P. 45-54. (In Russ.)

3. Shipway N.J., Barden T.J., Huthwaite P., Lowe M.J.S. Automated defect detection for Fluorescent Penetrant Inspection using random forest. *NDT and E International*. 2019. V. 101. P. 113-123. DOI: 10.1016/j.ndteint.2018.10.008

4. Shipway N.J., Huthwaite P., Lowe M.J.S., Barden T.J. Using ResNets to perform automated defect detection for Fluorescent Penetrant Inspection. *NDT and E International*. 2021. V. 119. DOI: 10.1016/j.ndteint.2020.102400
5. Niccolai A., Caputo D., Chieco L., Grimaccia F., Mussetta M. Machine learning-based detection technique for NDT in industrial manufacturing. *Mathematics*. 2021. V. 9, Iss. 11. DOI: 10.3390/math9111251
6. Tout K. Automatic vision system for surface inspection and monitoring: Application to wheel inspection. Signal and image processing. Université de Technologie de Troyes – UTT, 2018. Available at: <https://theses.hal.science/tel-01801803/document>

АНАЛИЗ И ОПТИМИЗАЦИЯ ГЛУШИТЕЛЯ ШУМА ВЫПУСКА ПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ ALLBEA NOISE

© 2025

Р. Э. Дадашов аспирант кафедры двигателей внутреннего сгорания;
Уфимский университет науки и технологий;
reshad.dadashov85@mail.ru

А. А. Черноусов кандидат технических наук, доцент кафедры двигателей
внутреннего сгорания;
Уфимский университет науки и технологий;
andrei.chernousov@mail.ru

Представлена расчётная методика снижения шума выпуска поршневого двухтактного двигателя. По этой методике проведён анализ системы выпуска в программе *ALLBEA*. Выполнена оптимизация системы выпуска отработавших газов в программе *ALLBEA NOISE*. Сравнение рассчитанных по методике показателей двигателя с оптимизированным глушителем с показателями двигателя с серийной системой выпуска показало уменьшение на 17 дБ уровня звукового давления на выпуске при незначительном уменьшении мощности (менее чем на 3%) на частоте вращения вала 5500 об/мин.

Двухтактный двигатель; шум; глушители; имитационное моделирование; оптимизация.

Цитирование: Дадашов Р.Э., Черноусов А.А. Анализ и оптимизация глушителя шума выпуска поршневого двигателя с применением ALLBEA NOISE // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 94-101. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-94-101

Актуальность темы исследования

В современных условиях урбанизации и увеличения числа транспортных средств проблема шума становится все более актуальной. Одним из основных источников шума является выпускная система поршневого двигателя, что требует эффективных подходов к снижению шума без потерь мощности.

В настоящей работе применён «газодинамический» подход к снижению шума выпуска форсированного двухтактного двигателя без наддува. Исследование носило теоретический характер, содержанием его были сравнительные и оптимизационные расчёты. Применены программы из пакета ALLBEA (инструменты NOISE и OPTIM) в качестве программ для расчётной оценки и оптимизации параметров глушителя шума выпуска. Применение этих программ позволило оценить потенциал «газодинамического» подхода для улучшения акустических характеристик глушителей шума выпуска.

Исследования, направленные на анализ и оптимизацию глушителя шума выпуска с применением ALLBEA NOISE и ALLBEA OPTIM, могут быть востребованы для повышения комфорта и экологической безопасности наземных транспортных средств. Методика и сам подход будут применимы к задачам повышения тактико-технических характеристик беспилотных летательных аппаратов с двигателями внутреннего сгорания такого типа.

Постановка задачи

Рассматривается задача расчёта уровня шума выпуска двухтактного двигателя с серийным глушителем с применением моделей процесса в 1D и 2D. На этой основе предполагается выполнить оптимизацию параметров глушителя с теми же габаритами и неизменной выпускной системой с газодинамической настройкой, а также сравнить расчётные значения уровней шума выпуска с серийным и оптимизированным глушителем.

Расчётная методика оценки уровня шума

Исследование было выполнено с применением расчётной методики, в которой уровень шума на выпуске оценивается численными расчётами по 1D и 2D моделям. В рамках данного исследования была выполнена расчётная оптимизация параметров переходных каналов и камер глушителя с целью уменьшения уровня шума на выходе из глушителя.

Использование глушителя шума выпуска снижает интенсивность колебаний газового потока на выходе из газозвдушного тракта, тем самым уменьшая уровень звукового давления. От глушителя требуется преобразовать поток с пульсациями в стационарный и снизить среднюю скорость и пульсации скорости потока газов, истекающих в атмосферу.

В конструкции глушителя может быть заложен «газодинамический» подход [1]. При таком подходе проточная часть глушителя включает ряд камер, которые соединены между собой относительно длинными каналами. Эти каналы выполняют функцию задержки распространения волны давления к последней камере глушителя, для ослабления возмущений при перетекании в ту же камеру газов через отверстия и короткие соединительные элементы. При данном подходе пульсации потока ослабевают, используя в основном волновые, а не диссипативные эффекты.

1D модель двигателя была построена в программном пакете ALLBEA выпуска 2023 г. [2], включающем программы ALLBEA OPTIM и ALLBEA NOISE, созданные в Уфимском университете науки и технологий.

На рис. 1 показана структурная схема 1D модели процессов в газозвдушном тракте (ГВТ) двигателя в графической среде ALLBEA.

Модель содержит модели отдельных элементов (каналов и ёмкостей, включая кривошипные и рабочие камеры двигателя), а также модели соединений (местных сопротивлений, обратных пластинчатых клапанов, газообменных окон и «тройников») из библиотеки моделей пакета ALLBEA.

Показатели двигателя по 1D модели были сравнены с показателями, измеренными на стенде. Точность была признана удовлетворительной. Особых требований к точности оценок абсолютных значений уровня звукового давления не предъявлялось, т. к. модель предназначалась для сравнительных расчётов.

Шум выпуска оценивался уровнем звукового давления вблизи выхода из выпускной системы (рис. 2) по значению эффективного звукового давления $p_{эф}$. Последнее определяется как среднеквадратическое отклонение давления $p(t)$ от давления p_a в невозмущённой среде (или, что более строго – среднего $p_a = p_{cp}$ в той же точке):

$$p_{эф} = \sqrt{\frac{1}{\tau} \int_{t_0}^{t_0+\tau} [p(t) - p_a]^2 dt}, \quad p_{cp} = \frac{1}{\tau} \int_{t_0}^{t_0+\tau} p(t) dt,$$

где τ – время усреднения. Для периодических сигналов выбирают τ равным целому числу периодов и на практике $p_{эф}$ вычисляют дискретной аппроксимацией:

$$p_{эф} \approx \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (p_i - p_a)^2}, \quad (1)$$

где N – число отсчётов давления p_i , взятых с равным шагом в интервале τ .

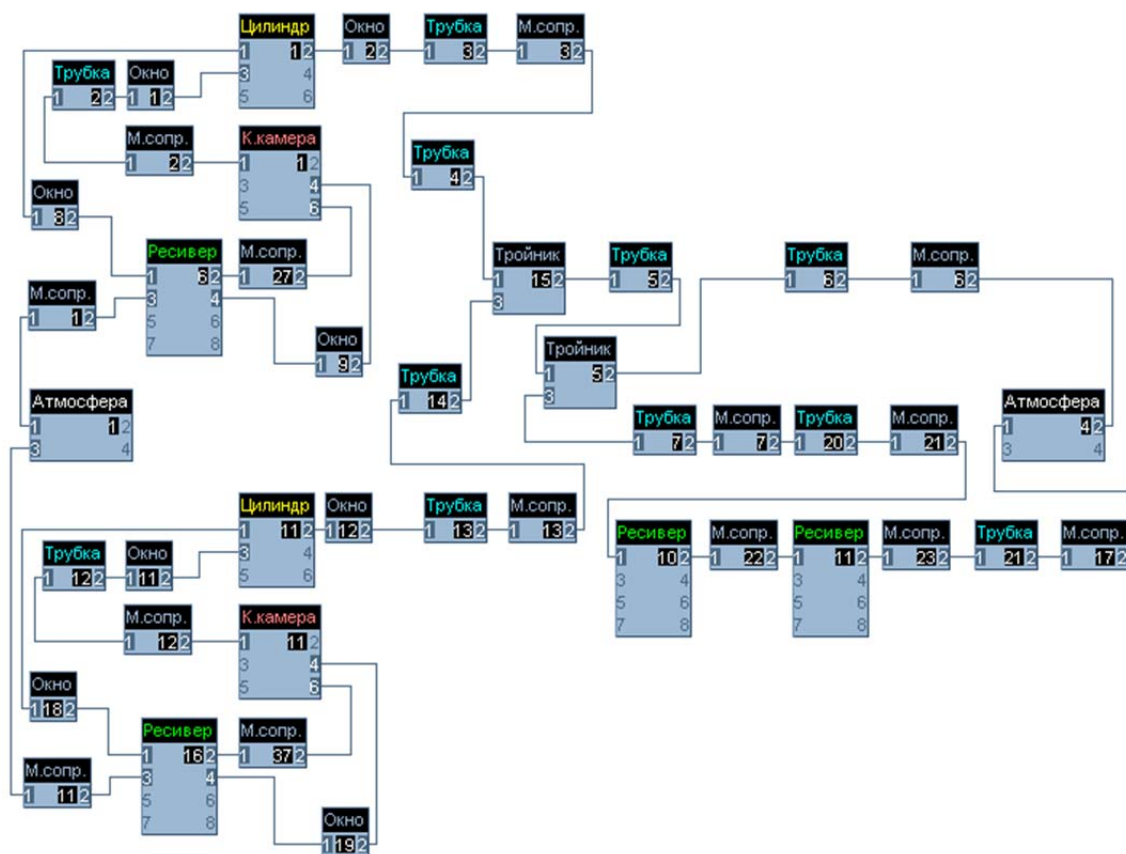


Рис. 1. Структура схемы 1D модели РМЗ-55I в ALLBEA

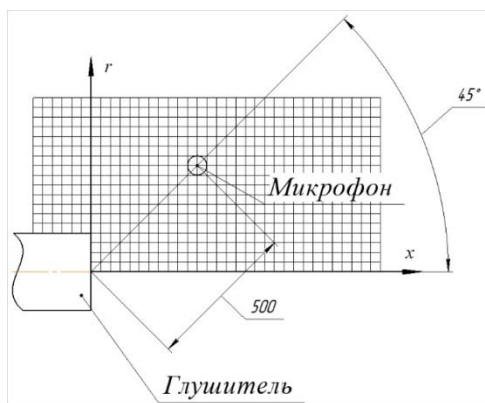


Рис. 2. Расположение микрофона за срезом выпускного патрубка глушителя

Уровень звукового давления L – логарифм отношения $p_{\text{эф}}$ к опорному давлению p_0 , соответствующему порогу слышимости в воздухе ($p_0 = 2 \cdot 10^{-5}$ Па):

$$L = 20 \cdot \lg \left(\frac{p_{\text{эф}}}{p_0} \right), \quad (2)$$

а значение L по (2) выражается в децибелах (дБ) [1; 3; 4].

В программе ALLBEA отсутствует встроенная модель микрофона, поэтому для расчёта уровня звукового давления L в точке расположения микрофона шумомера применяется специализированная методика, разработанная на кафедре двигателей внутреннего сгорания Уфимского государственного авиационного технического университета. Эта методика предназначена для оценки и оптимизации характеристик глушителей шума выпуска. Точка для измерений L (в методике: расчётная точка) располагается на расстоянии 500 мм от среза выходного патрубка глушителя и под углом 45 градусов к его оси [3; 4] (рис. 2).



Рис. 3. Поле давления из 2D расчёта

Действуя по этой методике, вначале выполняют по 1D модели численный расчёт процессов в ГВТ двигателя, получая массивы переменных скорости u_j и температуры T_j на срезе патрубка. Задавая эти данные программе ALLBEA NOISE [5], численно рассчитывают по осесимметричной 2D модели на сетке с прямоугольными ячейками возмущение в окружающем воздухе (рис. 3). Обработкой по (1) и (2) массива значений переменного давления p_i из расчёта в ALLBEA NOISE (в точке расположения микрофона) получают уровень звукового давления L .

Оптимизация системы выпуска

Для расчётов была модифицирована структура 1D модели, представленная на рис. 4. В модель ГВТ добавлен канал круглого сечения, соединяющий две камеры глушителя. Оптимизация осуществлялась в программе ALLBEA OPTIM [6]. Используя генетический алгоритм, программа находит глобальный максимум целевой функции (ЦФ) с учётом ограничений. Программу настраивают на конкретную задачу оптимизации, задавая ей ряд параметров (рис. 5 – 7) и подключая внешний программный модуль, в котором запрограммированы все действия по вычислению ЦФ.

Целевая функция задавалась как:

$$f(V_1, L_T, D_T, D_{отв}) = \frac{100}{\Delta u_{ср.кв}}, \quad (3)$$

где V_1 – объём первой из двух камер глушителя; L_T – длина канала, соединяющего камеры; D_T – его диаметр; $D_{отв}$ – диаметр соединяющего камеры отверстия в перегородке; $\Delta u_{ср.кв}$ – среднеквадратическое отклонение скорости потока газов на срезе выходного патрубка глушителя от средней скорости потока на этом срезе:

$$\Delta u_{\text{cp.кв}} = \sqrt{\frac{1}{M} \sum_{j=1}^M (u_j - u_{\text{cp}})^2}, \quad (4)$$

$$u_{\text{cp}} = \frac{1}{M} \sum_{j=1}^M u_j, \quad (5)$$

где M – число шагов в 1D расчёте за период τ изменения величин на срезе патрубка.

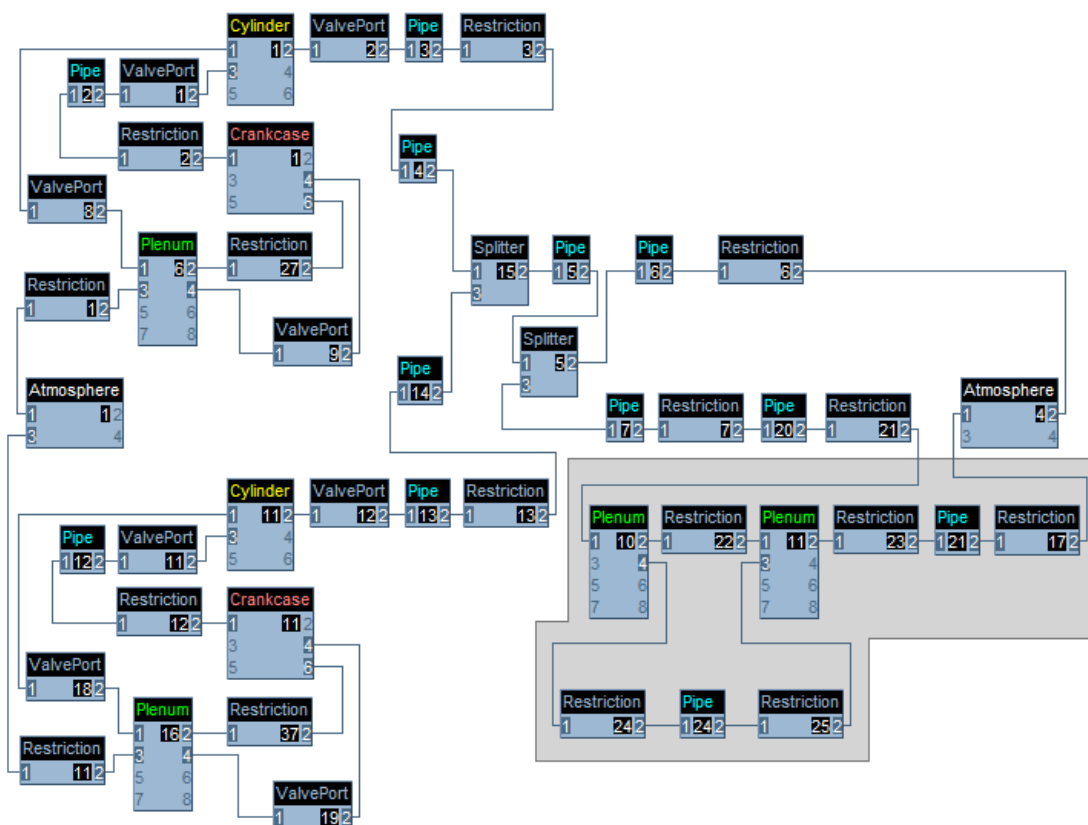


Рис. 4. Модифицированная 1D модель PM3-551i

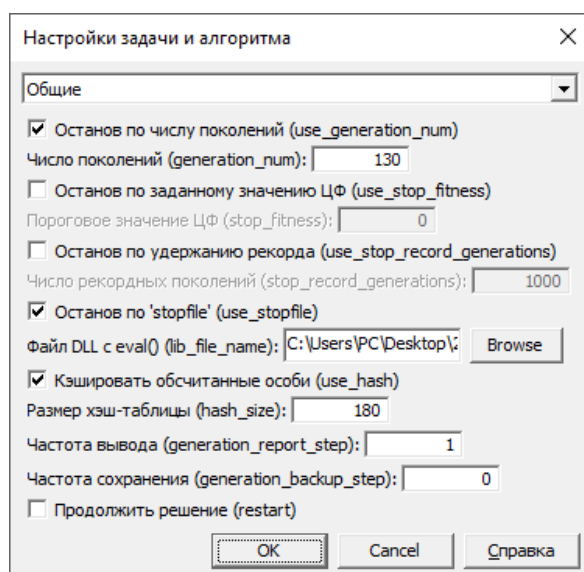


Рис. 5. Общие настройки оптимизации по генетическому алгоритму

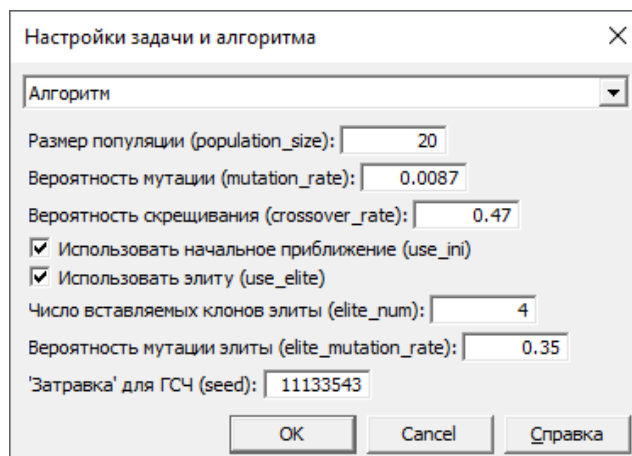


Рис. 6. Настройки алгоритма

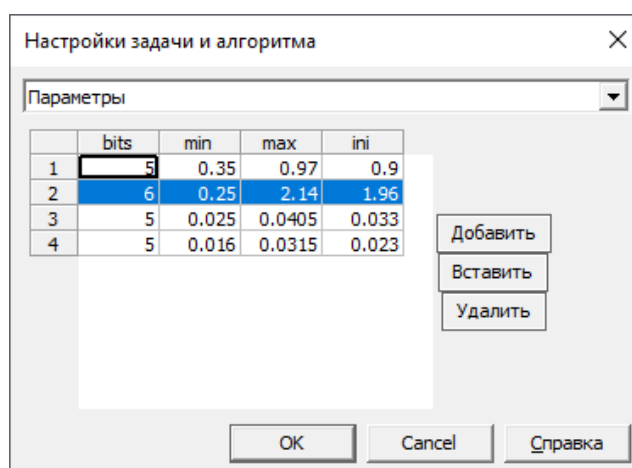


Рис. 7. Настройка диапазонов оптимизируемых параметров

Было установлено ограничение на мощность двигателя: она не должна быть более чем на 3% ниже расчётной мощности с серийным глушителем. Оптимизация проводилась на режиме полной мощности при частоте вращения вала 5500 об/мин. Решение задачи автоматизировали с помощью программы ALLBEA OPTIM, к которой подключали разработанный на языке C++ модуль вычисления значений ЦФ. Реализованный в ALLBEA OPTIM алгоритм автоматически подбирал параметры глушителя с наилучшими показателями снижения шума и без существенной потери мощности двигателя.

Основные результаты и перспективы развития работы

Оптимизация дала: $V_1/(V_1 + V)_2 = 0,638$; $L_T = 1,81$ м; $D_T = 25$ мм; $D_{отв} = 16,5$ мм.

По результатам расчётной оценки эффективности глушителя с «настроенным» длинным каналом между камерами было установлено, что применение данного устройства позволяет снизить уровень шума выпуска на величину от 5,2 до 17,7 децибел (во всем диапазоне частот вращения) по сравнению с серийным двухкамерным глушителем. При этом расчётная мощность двигателя (которая уменьшилась не более чем на 3% для найденного при 5500 об/мин оптимума) по рассчитанной скоростной характеристике (рис. 8) изменяется весьма существенно.

Следует отметить также, что методика, применённая в работе, имеет ограничения и требует дополнительных экспериментальных исследований для подтверждения полученных результатов и уточнения теоретических предпосылок. Несмотря на это, данная методика может быть рекомендована к применению для оперативных оценок и расчётной оптимизации глушителей, функционирующих на основе волновых эффектов. Также следует отметить необходимость совершенствования программных средств для повышения точности расчётных оценок акустических характеристик двигателей внутреннего сгорания.

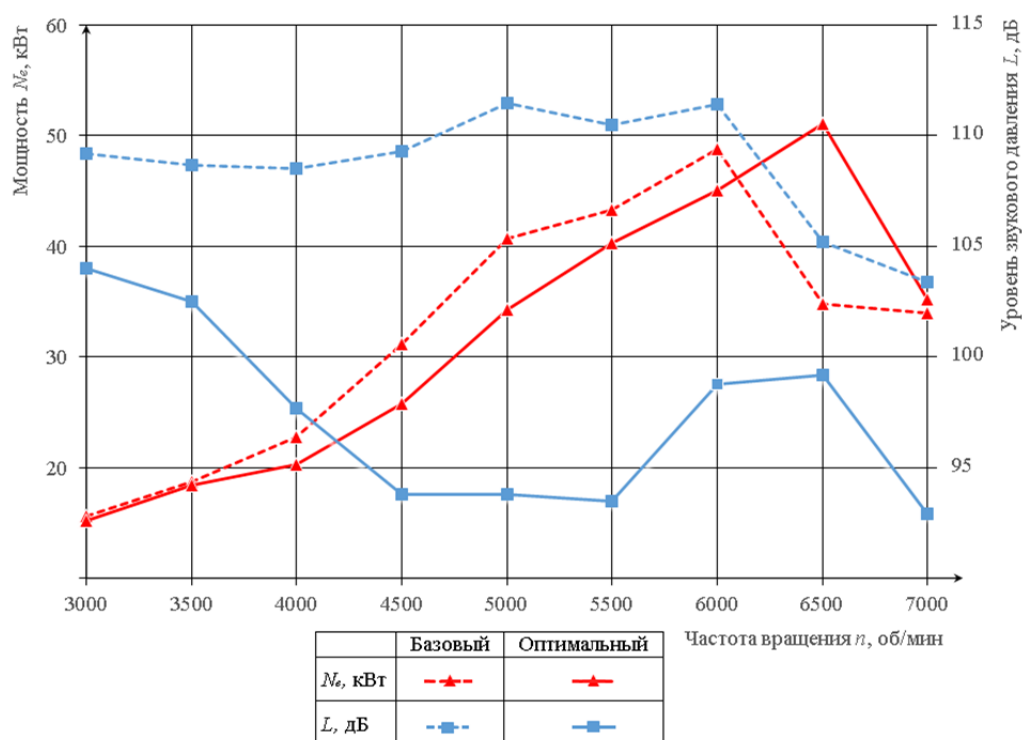


Рис. 8. Расчётные показатели для базового и оптимального глушителей

Исследование выполнено при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках Государственного задания № FEUE-2023-0007 (УУНиТ).

Библиографический список

1. Рудой Б.П., Вахитов Ю.Р. Снижение газодинамического шума циклических и импульсных энергоустановок. Уфа: УГАТУ, 2008. 183 с.
2. Еникеев Р.Д., Черноусов А.А. Пакет прикладных программ ALLBEA для моделирования и оптимизации процессов энергетических установок // Двигателестроение. 2023. № 4 (294). С. 3-15. DOI: 10.18698/jec.2023.4.3-15
3. ГОСТ Р 52231-2004. Внешний шум автомобилей в эксплуатации. Допустимые уровни и методы измерения. М.: Стандартинформ, 2006. 6 с.
4. Miles R.N. Physical approach to engineering acoustics. Springer, 2020. 392 p. DOI: 10.1007/978-3-030-22676-3

5. Черноусов А.А. Программа для расчёта возмущений в газе вокруг среза трубы: свидетельство о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2024667228; опубл. 22.07.2024; бюл. № 8.

6. Черноусов А.А. Программа ALLBEA OPTIM для оптимизации параметров по генетическому алгоритму: свидетельство о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2021666333; опубл. 13.10.2021; бюл. № 10.

ANALYSIS AND OPTIMIZATION OF PISTON ENGINE EXHAUST NOISE SILENCER USING ALLBEA NOISE

© 2025

R. E. Dadashov Postgraduate Student of the Internal Combustion Engines Department;
Ufa University of Science and Technology, Ufa, Russian Federation;
reshad.dadashov85@mail.ru

A. A. Chernousov Candidate of Science (Engineering), Associate Professor
of the Internal Combustion Engines Department;
Ufa University of Science and Technology, Ufa, Russian Federation;
andrei.chernousov@mail.ru

This study presents a computational method for reducing exhaust noise in a two-stroke piston engine. The exhaust system was analyzed using the ALLBEA software package, and its optimization was performed using the ALLBEA NOISE program. A comparison of the calculated engine performance with the optimized silencer and the stock exhaust system demonstrated a 17 dB reduction in sound pressure level at the exhaust outlet, with only a minor power loss (less than 3%) at the shaft speed of 5500 rpm.

Two-stroke engine; mufflers; noise; simulation modeling; optimization

Citation: Dadashov R.E., Chernousov A.A. Analysis and optimization of piston engine exhaust noise silencer using ALLBEA NOISE. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 94-101. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-94-101

References

1. Rudoy B.P., Vakhitov Yu.R. *Snizhenie gazodinamicheskogo shuma tsiklicheskih i impul'snykh energoustanovok* [Reduction of gas-dynamic noise of cyclic and pulse power plants]. Ufa: UGATU Publ., 2008. 183 p.
2. Enikeev R.D., Chernousov A.A. ALLBEA application software package to simulate and optimize processes in the energy systems. *Engines Construction*. 2023. No. 4 (294). P. 3-15. (In Russ.). DOI: 10.18698/jec.2023.4.3-15
3. GOST R 52231-2004. External noise of motor vehicles. Permissible levels and methods of measurement. Moscow: Standartinform Publ., 2006. 6 p. (In Russ.)
4. Miles R.N. Physical approach to engineering acoustics. Springer, 2020. 392 p. DOI: 10.1007/978-3-030-22676-3
5. Chernousov A.A. *Programma dlya rascheta vozmushcheniy v gaze vokrug sreza truby* [Software for calculating disturbances in gas around the pipe cut]. Certificate of state registration of computer program no. 2024667228, 2024. (Publ. 22.07.2024, bull. no. 8)
6. Chernousov A.A. *Programma ALLBEA OPTIM dlya optimizatsii parametrov po geneticheskomu algoritmu* [ALLBEA OPTIM software for optimizing parameters using genetic algorithm]. Certificate of state registration of computer program no. 2021666333, 2021. (Publ. 13.10.2021, bull. no. 10)

ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ГРАНУЛИРОВАННОГО ТОПЛИВА И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ИЗУЧЕНИЯ ИСТЕЧЕНИЯ СЫПУЧИХ МАТЕРИАЛОВ

© 2025

- А. В. Елькин** аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы»;
Пермский национальный исследовательский политехнический университет;
elkinav237@gmail.com
- В. И. Малинин** доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы»;
Пермский национальный исследовательский политехнический университет;
malininvi@mail.ru
- Г. А. Доткин** аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы»;
Пермский национальный исследовательский политехнический университет;
g.dotkin@gmail.com
- М. Д. Зорин** аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы»;
Пермский национальный исследовательский политехнический университет;
macy-1998@mail.ru
- М. Ю. Храмцов** аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы»;
Пермский национальный исследовательский политехнический университет;
hramtsov@gmail.com
- Р. Д. Губин** аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы»;
Пермский национальный исследовательский политехнический университет;
qwerty.gubin@gmail.com

Проведён анализ особенностей проектирования системы подачи гранулированного топлива в камеру сгорания ракетного двигателя и сформулированы требования к ней. Рассмотрен ближайший аналог – система подачи порошка алюминия реактивного двигателя. Данная система подачи обеспечивает критический режим истечения порошково-газовой среды, при котором процессы, происходящие в камере сгорания, не влияют на подачу гранулированного топлива. Перечислены недостатки данной системы подачи при условии её применения в двигателе на гранулированном топливе. Разработана принципиальная схема двигателя, а также узел регулирования системы подачи топлива в составе двигательной установки, полностью удовлетворяющий сформулированным требованиям. Проведено проектирование экспериментальной установки изучения истечения порошково-газовой среды (гранулы и газ), подробно описана работа установки и приведена схема конструкции, в частности, бак с топливом и узел управления расходом. Некоторые конструктивные решения, применяемые в экспериментальной установке, могут быть в дальнейшем использованы в конструкции реального ракетного двигателя. На основе имеющихся в литературе теоретических и экспериментальных данных сформулированы задачи, решаемые на разработанной установке: получение расходных и скоростных характеристик критического истечения порошково-газовой среды в зависимости давления перед выпускным отверстием.

Ракетный двигатель; гранулированное топливо; система подачи; узел управления расходом; экспериментальная установка; критическое истечение; расходные характеристики; скоростные характеристики; псевдооживление; газопроницаемый поршень

Цитирование: Елькин А.В., Малинин В.И., Доткин Г.А., Зорин М.Д., Храмцов М.Ю., Губин Р.Д. Особенности конструкции системы подачи гранулированного топлива и экспериментальной установки изучения истечения сыпучих материалов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 102-113. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-102-113

Введение

Актуальной задачей ракетно-космического направления является очистка околоземного пространства от космического мусора (КМ), который представляет серьёзную угрозу действующим космическим объектам. Для нового космического аппарата-буксира (КА-буксира) в качестве маршевого двигателя предлагается использовать ракетный двигатель на гранулированном топливе (РДГТ) вместо классических жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ). РДГТ обладает энергетическими характеристиками, аналогичными ЖРДМТ, способен к многократному перезапуску, при этом его топливо экологически безопасно и обладает более высокими эксплуатационными свойствами [1]. Также возможно применение гранулированного топлива (ГТ) в прямоточных воздушно-реактивных двигателях [2; 3] и ракетно-прямоточных двигателях [4; 5].

Общая концепция ГТ – гранула представляет из себя частицу окислителя, покрытую защитной оболочкой и антифрикционным покрытием. При этом существует несколько частных концепций (рис. 1):

1. Окислитель (например, перхлорат аммония (ПХА)) покрывается полимерной горючей оболочкой (каучук ПДИ-1 или полибутадиен НТРВ) и антифрикционным покрытием (фторопласт) [6].

2. Энергоёмкий окислитель (например, октоген НМХ или гексанитрогексаазаизовюрцитан CL-20) покрывается окислительной оболочкой, снижающей взрыво- и пожароопасность (ПХА), и антифрикционным покрытием (фторопласт) [7; 8].

3. Высокоэнтальпийный энергоёмкий носитель (например, фуразанотетразиндиоксид FTDO или тетразино-тетразин 1,3,6,8-тетраоксид ТТТО) покрывается защитной оболочкой (ПДИ-1) и антифрикционным покрытием (фторопласт).



Рис. 1. Частные концепции гранулированного топлива

В вышеперечисленных концепциях защитная оболочка препятствует предварительному воспламенению и горению гранул.

Из рис. 1 видно, что гранула объединяет в себе компоненты с окислительными и горючими компонентами, что является существенным преимуществом, так как для такого топлива необходим только один бак, это упрощает конструкцию всей двигательной установки. Кроме того, исчезает потребность смешивания потоков окислителя и горючего.

Реализация РДГТ зависит от решения вопросов, связанных с организацией эффективной подачи ГТ в камеру сгорания (КС). Для этого необходимо провести серию экспериментов по исследованию процессов истечения ГТ.

Цель работы – проектирование системы подачи гранулированного топлива, при работе которой являлось бы возможным исследовать процессы истечения и их зависимость от параметров установки. При этом необходимо решить следующие задачи:

1. Сформировать требования к системе подачи ГТ для РДГТ.
2. Выбрать конструктивные особенности системы подачи, позволяющие удовлетворить сформированным требованиям.
3. Выбрать аналог системы подачи порошковых материалов и аналог узла управления расходом.
4. Разработать экспериментальную систему подачи, используемую для исследования процессов истечения ГТ.
5. Сформировать задачи, решаемые экспериментальной установкой на основе теоретических данных.

Требования к системе подачи гранулированного топлива в ракетном двигателе на гранулированном топливе

Требования, предъявляемые к системе подачи ГТ, сформированы с учётом как эффективной, так и безопасной работы данной системы совместно с РДГТ.

1. *Безопасность процесса подачи ГТ.* Система подачи находится в непосредственной близости к КС, обладающей интенсивными тепловыми потоками. Поэтому конструкция должна предусматривать защиту от нагрева как топлива, так и непосредственно узла управления расходом ГТ. В ином случае топливо может воспламениться ещё до попадания в КС, а конструкция системы подачи может лишиться работоспособности.

2. *Осуществление работы как в непрерывном режиме (для перемещения по орбите), так и в импульсном (корректировка орбиты для захвата КМ).* Система подачи должна иметь возможность останавливать и возобновлять процесс подачи топлива в КС для многократного перезапуска.

3. *Организация эффективных процессов подачи ГТ в КС.* Система подачи ГТ должна быть спроектирована таким образом, чтобы гранулы поступали в КС с определённой скоростью (для достижения полноты сгорания частиц) и распределялись по всему объёму.

Аналог системы подачи

Из анализа работ [9 – 12] ближайшим аналогом системы подачи ГТ является система подачи порошка металла [10; 11], которая может использоваться для подачи горючего (алюминий) в КС реактивных двигателей (рис. 2).

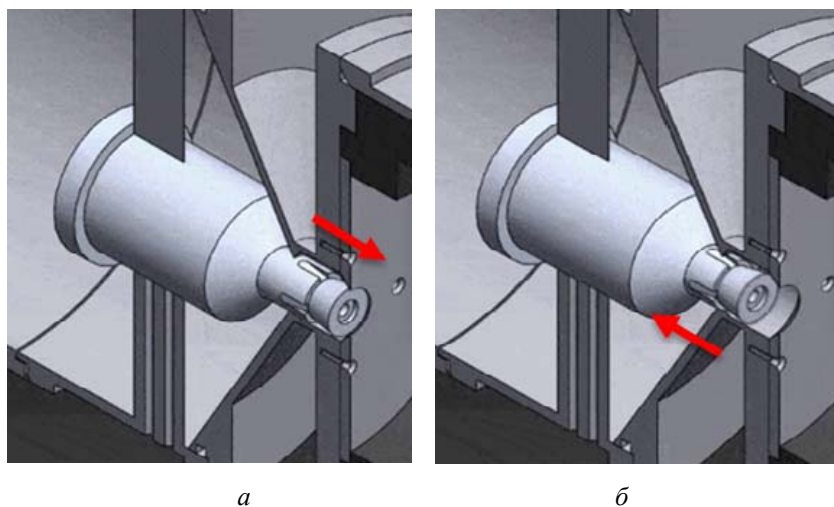


Рис. 2. Запорно-регулирующий клапан системы подачи порошка металла:
а – положение насадки «закрыто»; б – положение «открыто»

Её преимущества – низкий расход ожижающего газа (менее 2% от массового расхода топлива [10]), возможность многократного включения-выключения, обеспечение критического истечения смеси зернистого материала и ожижающего газа (двухфазной среды).

При критическом истечении процессы, происходящие в КС, не влияют на процессы истечения в системе подачи. Иными словами, режим критического истечения вносит свой вклад в удовлетворение первого требования, предъявляемого к системе подачи ГТ для РДГТ.

Отличительным элементом конструкции является регулирующее устройство (рис. 3). В системе подачи порошка алюминия используется запорно-регулирующий клапан, насадок которого перемещается в осевом направлении, открывая и закрывая проходное сечение, чем достигается возможность многократного перезапуска.

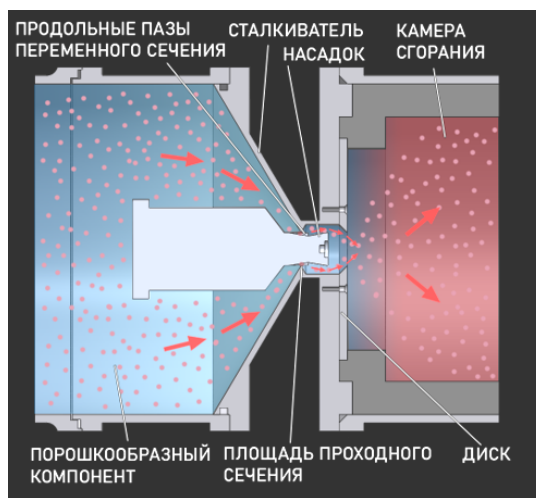


Рис. 3. Организация процессов истечения в узле управления расходом в системе подачи порошка металла

Насадок клапана располагается в узле, называемом «сталкиватель», он обеспечивает соударение частиц, замедляя при этом потоки топлива. Помимо того, что в этой области отсутствует критический режим истечения, интенсивные тепловые потоки нагревают конструкцию до высоких температур, вследствие чего частицы алюминия расплавляются и могут налипать на поверхность насадка – конструкция может потерять работоспособность. Этот недостаток узла имеет место и при применении ГТ.

Ещё одним недостатком данной конструкции является то, что в ней не предусмотрена защита бака с топливом от тепловых потоков КС. Это не является существенным недостатком при использовании в качестве горючего порошка алюминия, так как он не содержит в своем составе окислитель и не может воспламениться в баке при нагреве, однако это проблема при использовании ГТ: оно пожаро- и взрывоопасно, так как частицы содержат в себе и горючее, и окислитель. Таким образом, применение ГТ в данной системе подачи невозможно.

Принципиальная схема ракетного двигателя на гранулированном топливе

На рис. 4 представлена принципиальная схема РДГТ, в котором предполагается применение системы подачи ГТ. Как и аналог, конструкция имеет следующие ключевые узлы: бак с топливом, источник газа для псевдооживления ГТ и газопроницаемый пор-

шень, который формирует плоскую поверхность торца навески ГТ и предотвращает образование локальных пустот и разрывов. Между баком и источником газа есть редуктор для обеспечения стабилизации давления в баке.

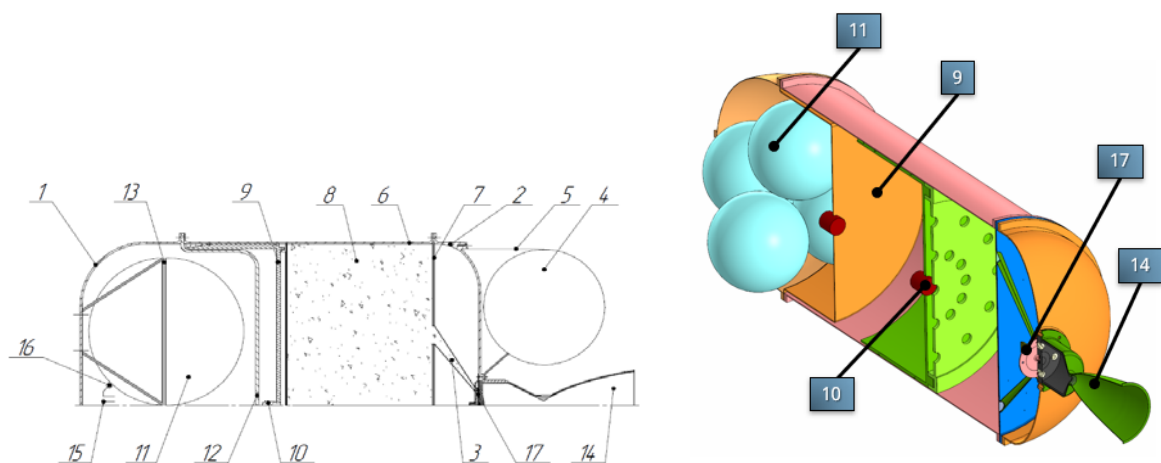


Рис. 4. Конструктивно-компоновочная схема системы подачи гранулированного топлива ракетного двигателя:
 1 – переднее днище; 2 – заднее днище; 3 – канал подачи топлива; 4 – баллон (топливо для двигателей ориентации / воспламенителя); 5 – рама; 6 – обечайка; 7 – стенка газопроницаемая; 8 – гранулированное топливо; 9 – поршень газопроницаемый; 10 – перепускной клапан; 11 – баллоны с инертным газом; 12 – стакан; 13 – рама; 14 – ракетный двигатель; 15 – трубопровод; 16 – клапан; 17 – узел управления расходом

Узел управления расходом системы подачи гранулированного топлива

Для подачи гранул в КС предполагается использование регулятора (рис. 5), аналогичного регулятору расхода продуктов газогенерации с электроприводом, который применяется в ракетно-прямоточных двигателях на твёрдом топливе [13].

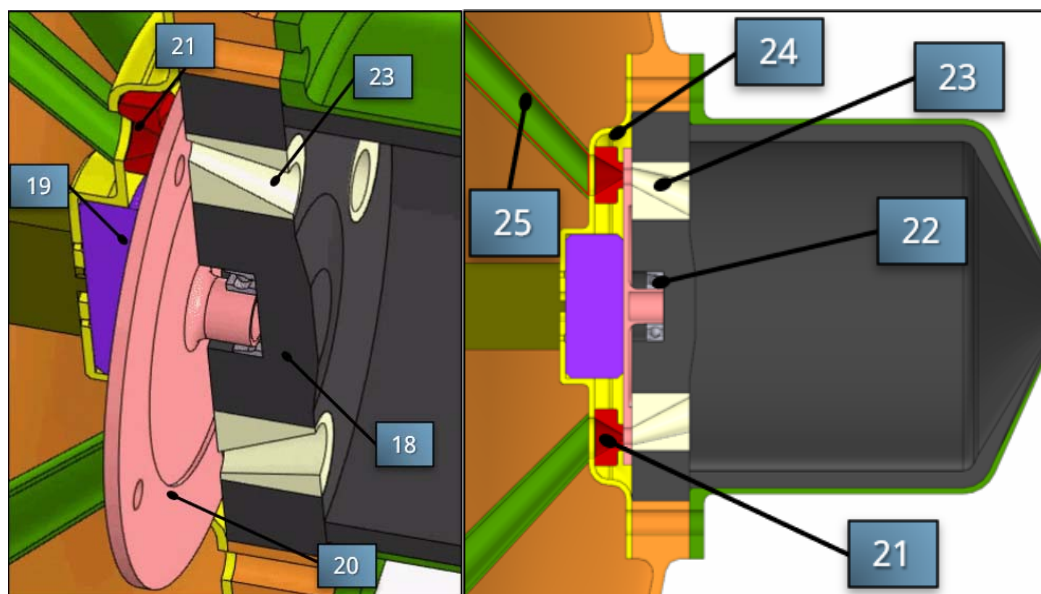


Рис. 5. Схема узла регулирования системы подачи:
 18 – теплозащитное покрытие; 19 – привод; 20 – диск поворотный; 21 – форсунка; 22 – подшипник; 23 – вкладыши износостойкий; 24 – корпус; 25 – канал

Заслонка регулятора (поворотный диск) вращается в плоскости, перпендикулярной продольной оси двигателя, открывая или закрывая выходные отверстия, которые в нормальном состоянии закрыты. Топливо вместе с оживающим газом истекает через отверстия в КС. Таким образом, заслонка обеспечивает работу двигателя как в импульсном, так и в непрерывном режимах, тем самым удовлетворяя второму требованию, предъявляемому к системе подачи ГТ для РДГТ.

В КС РДГТ за заслонкой регулятора имеется слой теплозащитного покрытия (ТЗП). Для обеспечения надёжной теплозащиты ГТ в баке от тепловых потоков из КС и поддержания его температуры ниже температуры термического разложения между КС и баком целесообразно к ТЗП вводить дополнительный газовый слой. Подобная схема тепловой защиты используется для комбинированных ракетных двигателей, в которых необходимо защитить заряд твёрдого топлива от аэродинамического нагрева и, исходя из эксплуатационных требований, помимо слоя ТЗП, вводится дополнительный воздушный слой. Слой ТЗП и газовая прослойка обеспечивают удовлетворение первому требованию, предъявляемому к системе подачи ГТ для РДГТ.

Для решения задачи столкновения потоков гранул в ТЗП (за заслонкой регулятора) устанавливаются направляющие поток вкладыши, которые изготавливаются из тугоплавкого материала (например, керамики). В канале втулки поток меняет свое направление, после чего он сталкивается с другими потоками, истекающими из остальных вкладышей. После столкновения гранулы тормозятся, а также равномерно распределяются по объёму КС, тем самым удовлетворяя третьему требованию, предъявляемому к системе подачи ГТ для РДГТ.

Экспериментальная установка

На рис. 6 представлена схема разработанной экспериментальной установки, предназначенной для изучения процессов, происходящих в системе подачи ГТ. Она состоит из баллона с инертным газом (гелий, азот) высокого давления, бака с поршнем, порошком и устройством управления расходом (УУР), приёмной ёмкости, запорно-регулирующей арматуры и аппаратно-программного комплекса (АПК), в который входят системы измерения, управления и обработки результатов.

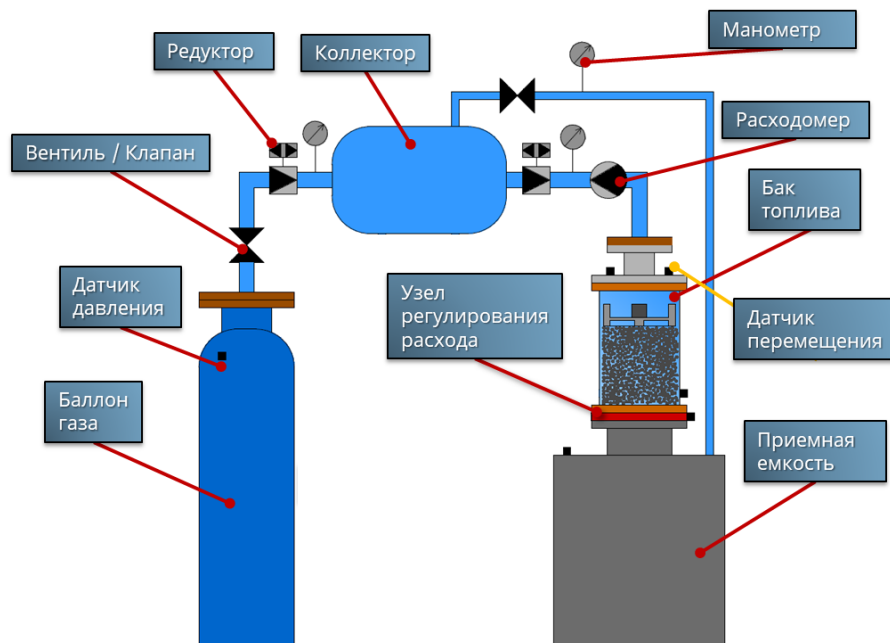


Рис. 6. Принципиальная схема экспериментальной установки

Принцип действия экспериментальной установки: из баллона с инертным газом высокого давления через редуктор давления и расходомер по магистрали инертный газ подаётся в коллектор; из коллектора газ поступает в топливный бак с порошковым материалом; в нём через поршень с редуктором давления происходит насыщение газом порошка; после уплотнения порошкового материала (путём вибрационного воздействия на бак) подаётся команда на открытие отверстия регулятора расхода, расположенного между топливным баком и приёмной ёмкостью; истечение порошка происходит в приёмную ёмкость, в которой предварительно создаётся давление определённого уровня путём подачи газа через магистраль из коллектора.

Особенности конструктивного исполнения экспериментальной системы подачи

На рис. 7 представлена 3D-модель топливного бака системы подачи с узлом управления расходом.

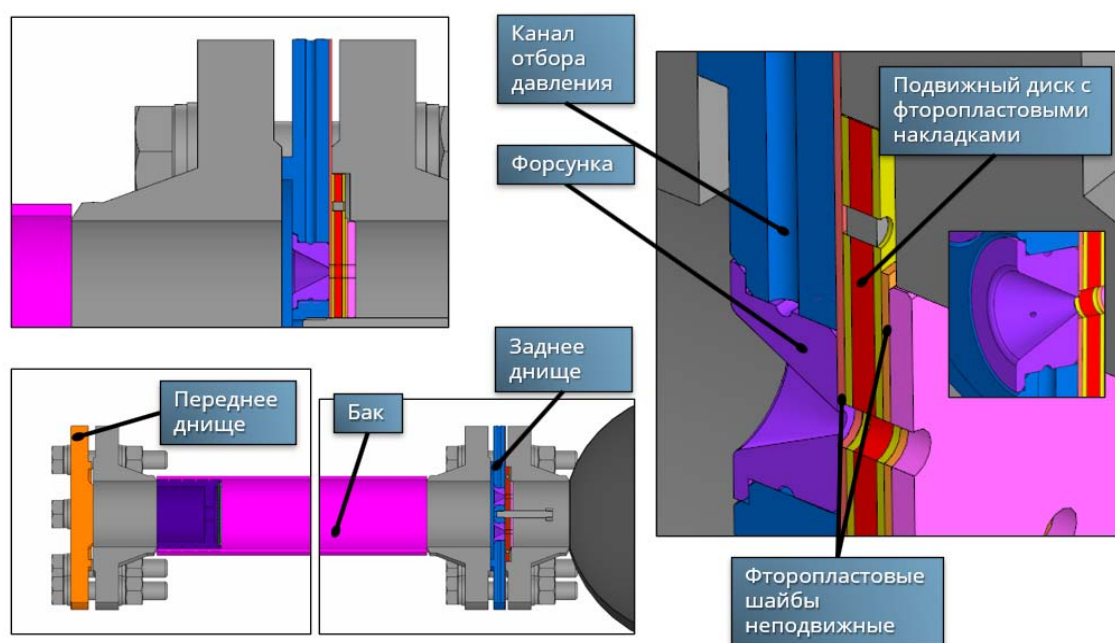


Рис. 7. Топливный бак системы подачи с узлом управления расходом

В модели используются следующие конструктивные решения:

1. Топливный бак имеет переднее и заднее днища. Через переднее днище осуществляется подача газа, а также в его области располагаются измерительные датчики – датчик давления, датчик перемещения поршня. В заднем днище располагаются форсунки, через которые истекает порошково-газовая среда, а также от них происходит отбор газа на датчик измерения давления перед выходным отверстием форсунки.

2. Газопроницаемый поршень представляет собой цилиндр, в котором располагается перепускной клапан, он создает необходимый перепад давления для того, чтобы поршень двигался к форсункам. В поршень устанавливается решётка, через которую проходит газ. Чтобы порошок не попадал в область за поршень, в нем предусмотрен набор сеток.

3. Топливный бак через заднюю крышку стыкуется с приёмной ёмкостью через фланец, в котором располагается основной элемент УУР – поворотный диск. Для сни-

жения трения на все соприкасающиеся поверхности накладываются диски из фторопласта.

4. В экспериментальной установке поворотный диск приводится во вращение газовым приводом, который соединяется с диском через шток с кривошипом, проходящим через паз во фланце приёмной ёмкости.

Принятые конструктивные решения для экспериментальной установки могут использоваться для реального образца системы подачи ГТ при успешной их отработке в составе установки.



Рис. 8. Внешний вид экспериментальной установки

В настоящее время экспериментальная установка собрана, проводятся пуско-наладочные работы для обеспечения герметичности узлов и достоверности измерений параметров. Внешний вид установки представлен на рис. 8.

Теоретические основы экспериментов

Из теоретических положений следует, что расходные и скоростные характеристики в большой степени зависят от геометрии форсунки и перепада давления между выходным и начальным сечениями [14; 15].

В работах [14; 15] представлены результаты экспериментов с алюминиевыми порошками марки АСД, проведенных на установке с системой подачи-аналогом. Однако эти сведения нельзя использовать для описания истечения ГТ, так как:

1. Порошок ГТ имеет отличную от порошков АСД плотность.
2. Порошок ГТ имеет отличные от порошков АСД свойства поверхности и форму (форма частицы будет отличаться от сферической).
3. Геометрия канала форсунки отличается вследствие использования другого регулирующего устройства.

В связи с этими отличиями есть основания полагать, что результаты экспериментов будут также отличаться, поэтому необходимо получить зависимости для ГТ, подобные зависимостям для порошков АСД.

По-видимому, на параметры потока сильное влияние оказывает начальное давление, геометрия канала форсунки (входной и выходной диаметры, угол сужения канала) и степень порозности ГТ (доля пустот в общем объёме порошка).

Задачи экспериментальной установки

Во-первых, ставится задача получения зависимости критического отношения давлений при истечении порошково-газовой среды из форсунки в зависимости от давления перед её входным отверстием.

Во-вторых, решается задача получения расходных характеристик при критическом истечении порошково-газовой среды, а именно зависимость расходов газа и порошкового материала от давления перед выпускным отверстием. Такие зависимости получаются для каждой из форсунок, которые имеют разные диаметры выпускного отверстия.

Далее получают расходные характеристики в зависимости от геометрии форсунки (в частности, от угла в канале).

Заключение

Таким образом, осуществлено проектирование экспериментальной установки по изучению истечения сыпучих материалов в системе подачи для ракетного двигателя, в частности, наиболее сложного и важного узла установки – узла управления расходом. Проектирование учитывает выдвинутые требования к системе подачи гранулированного топлива.

С учётом требований, предъявляемых к системе подачи гранулированного топлива, и конструктивных требований, позволяющих удовлетворить заданные требования, разработаны конструктивно-компоновочная схема системы подачи гранулированного топлива с ракетным двигателем и экспериментальная система подачи гранулированного топлива. Разработанная установка позволит решать задачи по получению расходных и скоростных характеристик в зависимости от режимных и конструктивных параметров.

Система подачи гранулированного топлива способна осуществлять работу в непрерывном и импульсном режимах при критическом отношении давлений, защищена от возможного воспламенения и взрыва гранулированного топлива. Она обеспечит эффективную работу ракетного двигателя на гранулированном топливе в космосе и может использоваться для других типов энергоустановок.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 24-29-00285, <https://rscf.ru/project/24-29-00285/>.

Библиографический список

1. Елькин А.В. Ракетные двигатели для космических летательных аппаратов на псевдоожигенных твёрдых топливах // Тепловые процессы в технике. 2021. Т. 13, № 11. С. 509-518. DOI: 10.34759/tpt-2021-13-11-509-518
2. Митрович П.А., Малинин В.И. Анализ требований к твёрдотопливным газогенераторам для систем подачи порошкообразного топлива реактивных двигателей // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2021. № 66. С. 39-46. DOI: 10.15593/2224-9982/2021.66.04

3. Митрович П.А., Малинин В.И. Проектирование маршевой ступени комбинированного прямоточного воздушно-реактивного двигателя на порошкообразном боре // *Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации*. 2019. Т. 2. С. 139-142.
4. Доткин Г.А., Зорин М.Д., Малинин В.И. Анализ возможности применения различных составов гранулированного твёрдого топлива в ракетно-прямоточных двигателях // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника*. 2023. № 74. С. 39-50. DOI: 10.15593/2224-9982/2023.74.04
5. Яновский Л.С., Лемперт Д.Б., Разносчиков В.В., Аверьков И.С. Оценка эффективности твёрдых топлив на основе высокоэнтальпийных диспергаторов для ракетно-прямоточных двигателей // *Журнал прикладной химии*. 2019. Т. 92, № 3. С. 322-342. DOI: 10.1134/S0044461819030071
6. Nandagopal S., Mehilal M., Tapaswi M.A., Jawalkar S.N., Radhakrishnan K.K., Bhattacharya B. Effect of coating of ammonium perchlorate with fluorocarbon on ballistic and sensitivity properties of AP/Al/HTPB propellant // *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*. 2009. V. 34, Iss. 6. P. 526-531. DOI: 10.1002/prep.200800032
7. Pivkina A., Muravyev N., Monogarov K., Ostrovsky V., Fomenkov I., Milyokhin Y., Shishov N. Synergistic effect of ammonium perchlorate on HMX: From thermal analysis to combustion // In: «Chemical Rocket Propulsion». Cham: Springer, 2017. P. 365-381. DOI: 10.1007/978-3-319-27748-6_15
8. Трахтенберг С.И., Сироткин Л.Б., Стряпунина Т.А., Хименко Л.Л., Ощепкова И.Ф., Бахмутова В.М., Зуев К.В. Способ модификации октогена: патент РФ № 2451650; опубл. 27.05.2012; бюл. № 15.
9. Ягодников Д.А. Воспламенение и горение порошкообразных металлов. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. 432 с.
10. Малинин В.И., Коломин Е.И., Антипин И.С. Воспламенение и горение аэрозвеси алюминия в реакторе высокотемпературного синтеза порошкообразного оксида алюминия // *Физика горения и взрыва*. 2002. Т. 38, № 5. С. 41-51.
11. Крюков А.Ю. Адаптация внутрикамерных процессов и элементов конструкции энергоустановок на порошковом горючем к технологиям получения ультра- и нанодисперсных материалов. Пермь: Издательство Пермского национального исследовательского политехнического университета, 2012. 236 с.
12. Казанцев М.Ю., Петренко В.И., Малинин В.И. Регулируемая подача порошка металла в камеру воспламенения // *Сборник тезисов докладов Всероссийской научно-технической конференции «Аэрокосмическая техника и высокие технологии»* (10-12 апреля 2002 г., Пермь). Пермь: Пермский государственный технический университет, 2002. С. 125.
13. Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твёрдом топливе: учебник / под ред. В.А. Сорокина. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. 303 с.
14. Островский Г.М. Пневматический транспорт сыпучих материалов в химической промышленности. Л.: Химия, 1984. 104 с.
15. Обросов А.А., Малинин В.И., Земерев Е.С. Исследование истечения порошка алюминия из струйной форсунки установки синтеза наноксида // *Материалы международной научно-практической конференции «Фундаментальная наука и технологии – перспективные разработки»* (22-23 мая 2013 г., Москва). Т. 2. М.: Научно-издательский центр «Академический», 2013. С. 117-122.

DESIGN FEATURES OF A GRANULAR-PROPELLANT SUPPLY SYSTEM AND AN EXPERIMENTAL SETUP FOR ANALYZING BULK MATERIALS OUTFLOW

© 2025

- A. V. Elkin** Postgraduate Student of the Rocket and Space Engineering and Power Systems Department;
Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation;
elkinav237@gmail.com
- V. I. Malinin** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Rocket and Space Engineering and Power Systems Department;
Perm National Research Polytechnic University Perm, Russian Federation;
malininvi@mail.ru
- G. A. Dotkin** Postgraduate Student of the Rocket and Space Engineering and Power Systems Department;
Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation;
g.dotkin@gmail.com
- M. D. Zorin** Postgraduate Student of the Rocket and Space Engineering and Power Systems Department;
Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation;
macy-1998@mail.ru
- M. Yu. Hramtsov** Postgraduate Student of the Rocket and Space Engineering and Power Systems Department;
Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation;
hramtsovmyandex@yandex.ru
- R. D. Gubin** Postgraduate Student of the Rocket and Space Engineering and Power Systems Department;
Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation;
qwerty.gubin@gmail.com

An analysis of the design features of a system for supplying granular propellant to the rocket engine combustion chamber was carried out and requirements for this system were formulated. The closest analogue is considered – the aluminum powder supply system of a jet engine. This supply system provides a critical flow mode for the powder-gas medium, at which the processes occurring in the combustion chamber do not affect the granular propellant supply. The disadvantages of this supply system are listed, provided that it is used in a granular-propellant engine. An engine schematic diagram was developed, as well as a control unit for the propellant supply system as part of the propulsion system that fully satisfies the stated requirements. An experimental setup for the powder-gas medium (granules and gas) outflow studying was designed, the operation of the setup was described in detail and a design diagram was given, in particular, a propellant tank and a flow control unit. Some design solutions used in the experimental setup can be subsequently used in the real rocket engine design. Based on the theoretical and experimental data available in the literature, the problems solved using the developed installation are formulated: obtaining flow and velocity characteristics of the critical outflow of a powder-gas medium as a function of the pressure in front of the outlet.

Rocket engine; granular propellant; supply system; flow control unit; experimental plant; critical outflow; flow characteristics; velocity characteristics; fluidization; gas permeable piston

Citation: Elkin A.V., Malinin V.I., Dotkin G.A., Zorin M.D., Hramtsov M.Yu., Gubin R.D. Design features of a granular-propellant supply system and an experimental setup for analyzing bulk materials outflow. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 102-113. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-102-113

References

1. Elkin A.V. Rocket engines for spacecraft on fluidized solid propellants, their design and thermodynamics. *Thermal Processes in Engineering*. 2021. V. 13, no. 11. P. 509-518. (In Russ.). DOI 10.34759/tpt-2021-13-11-509-518
2. Mitrovich P.A., Malinin V.I. Solid propellant requirement analysis for jet motor powdered fuel supply systems. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2021. No. 66. P. 39-46. (In Russ.). DOI: 10.15593/2224-9982/2021.66.04

3. Mitrovich P.A., Malinin V.I. Design of the sustainer stage of a hybrid boron-powder ramjet engine. *Aerokosmicheskaya Tekhnika, Vysokie Tekhnologii i Innovatsii*. 2019. V. 2. P. 139-142. (In Russ.)
4. Dotkin G.A., Zorin M.D., Malinin V.I. Possibility analysis of granular solid propellants various compositions application to scramjets. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2023. No. 74. P. 39-50. (In Russ.). DOI: 10.15593/2224-9982/2023.74.04
5. Yanovskii L.S., Raznoschikov V.V., Aver'kov I.S., Lempert D.B. Evaluation of effectiveness of solid fuels based on high enthalpy dispersants for rocket ramjet engines. *Russian Journal of Applied Chemistry*. 2019. V. 92, Iss. 3. P. 367-388. DOI: 10.1134/S1070427219030078
6. Nandagopal S., Mehilal M., Tapaswi M.A., Jawalkar S.N., Radhakrishnan K.K., Bhattacharya B. Effect of coating of ammonium perchlorate with fluorocarbon on ballistic and sensitivity properties of AP/Al/HTPB propellant. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*. 2009. V. 34, Iss. 6. P. 526-531. DOI: 10.1002/prep.200800032
7. Pivkina A., Muravyev N., Monogarov K., Ostrovsky V., Fomenkov I., Milyokhin Y., Shishov N. Synergistic effect of ammonium perchlorate on HMX: From thermal analysis to combustion. In: *«Chemical Rocket Propulsion»*. Cham: Springer, 2017. P. 365-381. DOI: 10.1007/978-3-319-27748-6_15
8. Trakhtenberg S.I., Sirotkin L.B., Stryapunina T.A., Khimenko L.L., Oshchepkova I.F., Bakhmutova V.M., Zuev K.V. *Sposob modifikatsii oktogena* [Method of octogene modification]. Patent RF, no. 2451650, 2012. (Publ. 27.05.2012, bull. no. 15)
9. Yagodnikov D.A. *Vosplamenenie i gorenie poroshkoobraznykh metallov* [Ignition and combustion of powdered metals]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2009. 432 p.
10. Malinin V.I., Kolomin E.I., Antipin I.S. Ignition and combustion of aluminum-air suspensions in a reactor for high-temperature synthesis of alumina powder. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 2002. V. 38, Iss. 5. P. 525-534. DOI: 10.1023/A:1020330316134
11. Kryukov A.Yu. *Adaptatsiya vnutrikamernykh protsessov i elementov konstruktssii energoustanovok na poroshkovom goryuchem k tekhnologiyam polucheniya ul'tra- i nanodispersnykh materialov* [Adaptation of intra-chamber processes and design elements of powder fuel power plants to the technologies of production of ultra- and nano-dispersed materials: monograph]. Perm: Perm National Research Polytechnic University Publ., 2012. 236 p.
12. Kazantsev M.Yu., Petrenko V.I., Malinin V.I. Reguliruemaya podacha poroshka metalla v kameru vosplamneniya. *Sbornik Tezisov Dokladov Vserossiyskoy Nauchno-Tekhnicheskoy konferentsii «Aerokosmicheskaya Tekhnika i Vysokie Tekhnologii» (April, 10-12, 2002, Perm)*. Perm: Perm State Technical University Publ., 2002. P. 125. (In Russ.)
13. *Konstruktsiya i proektirovanie kombinirovannykh raketnykh dvigateley na tverdom toplive: uchebnik* [Construction and design of hybrid solid-fuel rocket engines / ed. by V.A. Sorokin]. Moscow: Bauman MSTU Publ., 2012. 303 p.
14. Ostrovskiy G.M. *Pnevmaticheskiiy transport sypuchikh materialov v khimicheskoy promyshlennosti* [Pneumatic transport of bulk materials in chemical industry]. Leningrad: Khimiya Publ., 1984. 104 p.
15. Obrosoy A.A., Malinin V.I., Zemerev E.S. Issledovanie istecheniya poroshka alyuminiya iz struynoy forsunki ustanovki sinteza nanooksida. *Materialy Mezhdunarodnoy Nauchno-prakticheskoy Konferentsii «Fundamental'naya Nauka i Tekhnologii – Perspektivnye Razrabotki» (22-23, May, 2013, Moscow)*. V. 2. Moscow: Nauchno-Izdatel'skiy Tsentr «Akademicheskiiy» Publ., 2013. P. 117-122. (In Russ.)

ИССЛЕДОВАНИЕ ВИБРАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОПТИЧЕСКИ ПРОЗРАЧНЫХ ДЕТАЛЕЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ МЕТОДА КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ И ЦИФРОВОЙ СПЕКЛ-ИНТЕРФЕРОМЕТРИИ

© 2025

- А. В. Ивченко** кандидат технических наук, доцент кафедры технологий производства двигателей;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
fgrt@yandex.ru
- А. И. Жужукин** кандидат технических наук, старший научный сотрудник НИИ-201;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
cntkknio@yandex.ru
- Р. Н. Сергеев** инженер НИИ-201;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
romansr@yandex.ru
- А. И. Сафин** кандидат технических наук, доцент кафедры автоматических систем энергетических установок;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
safin.ai@ssau.ru

Предложен экспериментальный способ исследования собственных форм колебаний рабочих поверхностей крупногабаритных оптически-прозрачных деталей, используемых в изображающих и интерференционных системах, входящих в состав оптико-электронных измерительных комплексов. На основе помехоустойчивого спекл-интерферометра разработана оптическая система, обеспечивающая регистрацию полей нормальной составляющей вектора вибросмещения плоской оптической поверхности, на которую нанесено диффузно-рассеивающее покрытие. Определено оптимальное пропускание покрытия для получения контрастных спекл-интерферограмм. Исследованы формы колебаний плоского диффузно-рассеивающего элемента, входящего в состав цифрового спекл-интерферометра, с целью верификации результатов численного моделирования его колебаний на резонансных частотах. Выявлены расхождения экспериментальных и расчётных результатов в пределах 5...7% для собственных форм колебаний, зарегистрированных в диапазоне от 0 до 900 Гц.

Оптический элемент; возбуждение; спекл-интерферометр; метод; регистрация; вибрация; вибросмещение; собственные частоты и формы колебаний конструкции

Цитирование: Ивченко А.В., Жужукин А.И., Сергеев Р.Н., Сафин А.И. Исследование вибрационных характеристик оптически прозрачных деталей с применением метода конечных элементов и цифровой спекл-интерферометрии // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 114-130. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-114-130

Введение

Особые условия эксплуатации аэрокосмической техники определяют высокие требования к качеству и безопасности создаваемых изделий и, как следствие, к безотказности входящих в их состав систем и агрегатов. Согласно [1 – 3], обеспечение надёжности данных изделий осуществляется в процессе разработки, доводки и производства. Одним из важных аспектов отработки изделий на надёжность являются тестовые испытания деталей и узлов, связанные с исследованием возникающих при эксплуатации динамических процессов, а также с обеспечением их прочности [4]. При этом

наибольшее внимание уделяется изучению выносливости изделий при знакопеременных нагрузках вследствие внезапных разрушений металла из-за усталости [5].

Известно [6], что вибропрочностные испытания газотурбинных двигателей (ГТД) начинаются с определения собственных форм и частот колебаний ответственных элементов конструкции, что позволяет провести мероприятия по доводке разрабатываемого изделия. Аналогичные задачи решаются и для космических аппаратов (КА) с целью предотвращения их повреждения на активном участке выведения в космическое пространство [7]. Эти проблемы относятся к бортовым оптико-электронным системам и измерительным комплексам вследствие невозможности обеспечения достаточной жёсткости их конструкции при наличии ограничений на массогабаритные характеристики [8]. В полёте недостаточная жёсткость конструкции оптико-электронных систем приводит также к распространению по компонентам изделия вибрационных возмущений от работающих силовых агрегатов КА, что в настоящий момент является одним из главных ограничений на пути повышения пространственного разрешения изображений, регистрируемых при дистанционном зондировании Земли [9 – 10] и других небесных тел [11]. Согласно результатам моделирования [12], вибрационные возмущения, генерируемые двигательной установкой при маневрировании КА, плохо рассеиваются компонентами космического аппарата и возбуждают медленно затухающие колебания на собственных частотах конструкции. Наличие данного эффекта определяет необходимость детального исследования вибрационных характеристик оптико-электронных приборов и разработки на основе полученной информации специальных методов гашения колебаний [13; 14]. При этом надо учитывать [15; 16], что в состав оптико-электронных систем входят оптически прозрачные элементы, являющиеся неотъемлемой частью бортового оборудования КА. В процессе эксплуатации оптические детали подвергаются воздействию сопутствующих факторов полёта, что отражается на процессе регистрации и может повлиять на результаты работы оптической системы в целом. Распространение вибрации особенно сказывается на функционировании изображающих и интерференционных оптических систем, в которых изменение разности хода лучей вследствие микро-перемещений может привести к нарушению процесса регистрации изображения [17; 18]. Поэтому получение экспериментальной информации о полях вибросмещений рабочих поверхностей оптически прозрачных элементов становится важной задачей.

Обычно оценка качества оптических элементов при производстве и эксплуатации осуществляется оптическими методами [19 – 21], которые могут быть использованы как для определения фундаментальных оптических констант материала, так и для контроля характеристик и свойств поверхностного слоя. Согласно [21; 22] многие параметры поверхностей оптических изделий могут быть определены методами голографической и спекл-интерферометрии, которые обладают высокой чувствительностью и точностью. Однако применение метода спекл-интерферометрии для контроля вибрационных характеристик рабочих поверхностей оптических деталей является недостаточно изученным и нуждается в экспериментальной апробации и проверке.

В настоящей работе исследовалась возможность применения метода цифровой спекл-интерферометрии с усреднением во времени [23] для выявления собственных частот и форм крупногабаритной оптической детали на примере оптической поверхности диффузно-рассеивающего элемента, входящего в состав оптической схемы цифрового спекл-интерферометра [24 – 26]. В оптической схеме данного прибора [27] диффузно-рассеивающий элемент использовался в качестве полупрозрачного зеркала, которое обеспечивает формирование опорного оптического пучка интерферометра. Колебания поверхности диффузно-рассеивающего элемента в процессе работы спекл-интерферометра создают дополнительные разности хода и снижают контраст регистри-

руемой интерференционной картины [28]. Поэтому исследование вибрационного состояния диффузно-рассеивающего элемента цифрового спекл-интерферометра представляет собой не только фундаментальную, но и прикладную задачу, направленную на повышение помехоустойчивости разрабатываемой лазерной системы [24 – 26].

Экспериментальная установка

Экспериментальная регистрация собственных форм и частот рабочих поверхностей оптически прозрачных деталей производилась на экспериментальной установке, схема которой приведена на рис. 1. В состав экспериментальной установки входил цифровой спекл-интерферометр (поз. 1 – 11), пьезоэлектрическая система возбуждения колебаний исследуемого объекта (поз. 12 – 13) и система регистрации акустического отклика объекта на механическое возбуждение (поз. 14 – 15). Дополнительно вибрационные характеристики исследуемого оптического элемента регистрировались при помощи доплеровского виброметра PDV-100, что позволяло локально определять уровни виброскорости VS, а также уточнять значения частоты колебаний f выбранных участков поверхности.

Оптическая схема используемого спекл-интерферометра соответствовала [27] и была построена на основе непрерывного одномодового лазера LCS-DTL-317 ($P=0,055$ Вт, $\lambda=532$ нм). Спекл-интерферометр состоял из приёмно-передающего блока (поз. 1 – 6), компьютерной системы обработки данных (поз. 7) и узла крепления исследуемого объекта (поз. 8 – 11, рис. 1). Особенностью оптической схемы интерферометра было использование диффузно-рассеивающего элемента, устанавливаемого перед неподвижной стальной опорной плитой (поз. 11).

Диффузно-рассеивающий элемент состоял из плоской оргстеклянной пластины с габаритами 410×410×5 мм, закреплённой на металлической раме, соединённой с опорной плитой (поз. 11) при помощи подвески (поз. 9, рис. 1).

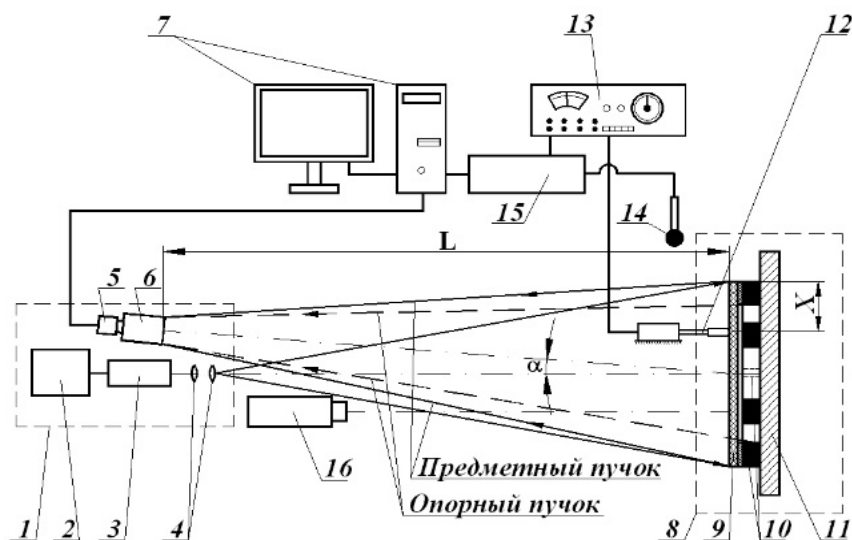


Рис. 1. Схема экспериментальной установки:

1 – приёмно-передающий блок спекл-интерферометра; 2, 3 – DPSS-лазер; 4 – формирователь пучка; 5, 6 – видеокамера с Зоот-объективом; 7 – компьютер; 8 – узел крепления объекта исследования; 9 – диффузно-рассеивающий элемент (объект исследования); 10 – подвеска; 11 – опорная плита; 12 – пьезоэлектрический привод; 13 – звуковой генератор ГЗ-56; 14 – микрофон; 15 – осциллограф PCS1000; 16 – лазерный доплеровский виброметр PDV-100

Параметры оптической схемы спекл-интерферометра: $L = 2000$ мм; $\alpha = 10...15^\circ$

Положение пьезоэлектрического привода при возбуждении объекта исследования $X = 0...410$ мм

В экспериментах использовались два варианта подвески, состоящей из: ферромагнитных колец (рис. 2, *а*) и четырёх стальных шпилек (рис. 2, *б*). Изменение способа крепления диффузно-рассеивающего элемента позволяло оценить влияние жёсткости подвески на регистрируемые формы колебаний, а также в дальнейшем прояснить вопрос о распространении колебаний по элементам конструкции узла крепления (рис. 2).

Возбуждение диффузно-рассеивающего элемента спекл-интерферометра осуществлялось посредством подачи синусоидального сигнала от звукового генератора (поз. 13) на пьезоэлектрический привод (поз. 12, рис. 1). Для повышения эффективности возбуждения той или иной формы колебаний объекта, пьезоэлектрический привод перемещался вдоль нижней кромки диффузно-рассеивающего элемента (рис. 2) и устанавливался в необходимое положение X (рис. 1). В данном положении регистрация формы колебаний диффузно-рассеивающего элемента осуществлялась при совпадении частоты вынуждающей силы с собственной частотой колебаний объекта. Это состояние контролировалось по изменению фигур Лиссажу [24], образованных сигналами с микрофона (поз. 14) и звукового генератора (поз. 13, рис. 1).

При оптической регистрации собственных форм колебаний объекта исследования, в оптической схеме (рис. 1) неподвижная плита (поз. 11) с нанесённым на поверхность светорассеивающим покрытием [24] формировала опорный пучок спекл-интерферометра, а предметный пучок возникал при обратном рассеянии лазерного излучения от внешней поверхности элемента (поз. 9). Таким образом, в рассматриваемой оптической схеме была осуществлена инверсия опорных и предметных плеч спекл-интерферометра, что является существенным отличием данного устройства от описанных ранее подобных лазерных систем [24 – 28].

Взаимодействие опорного и предметного пучков спекл-интерферометра в процессе записи приводило к образованию на поверхности светочувствительной матрицы камеры (поз. 5 – 6, рис. 1) интерференционной картины, обусловленной вибрацией объекта.

При этом помехоустойчивость процесса регистрации интерференционной картины в отсутствии виброизоляции оптической схемы спекл-интерферометра обеспечивалась накоплением и статистической обработкой регистрируемых изображений согласно методике [29].

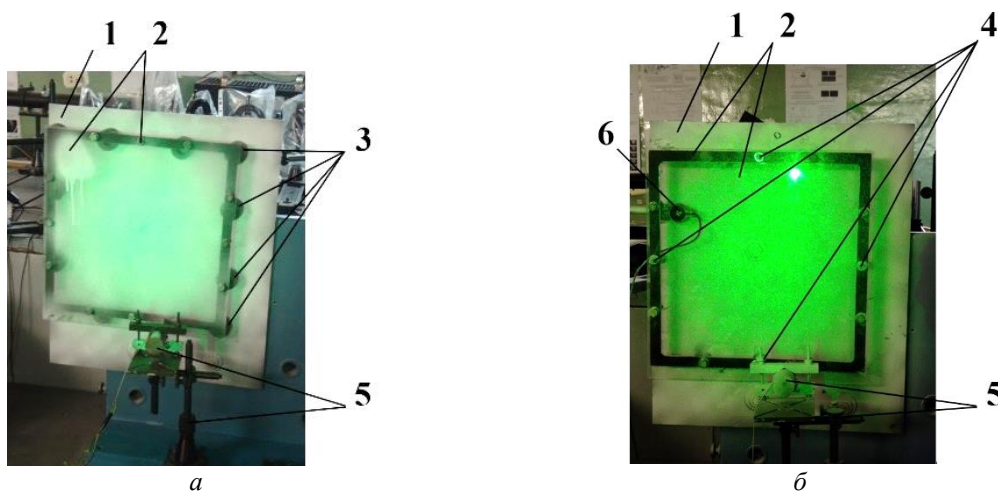


Рис. 2. Узел крепления диффузно-рассеивающего элемента спекл-интерферометра, установленного на магнитной подвеске (*а*) и при помощи шпилек (*б*):

1 – опорная неподвижная плита; 2 – диффузно-рассеивающий элемент; 3 – ферромагниты; 4 – шпильки; 5 – пьезоэлектрический привод; 6 – датчик фотометра для определения прозрачности покрытия диффузно-рассеивающего элемента

Необходимо отметить, что изменение прозрачности диффузно-рассеивающего элемента влияло на соотношение интенсивностей опорного и предметного пучков спекл-интерферометра и определяло качество записанных спекл-интерферограмм [30; 31]. Данное соотношение могло быть изменено путём напыления светорассеивающего покрытия на внешнюю поверхность диффузно-рассеивающего элемента [24]. Для определения прозрачности нанесённого покрытия в настоящей работе использовался датчик фотометра (поз. 6, рис. 2), установленный между опорной плитой (поз. 1) и диффузно-рассеивающим элементом (поз. 2). В соответствии с законом Бугера – Ламберта – Бера [32] снижение интенсивности излучения на датчике при напылении покрытия свидетельствовало об увеличении оптической плотности нанесённого слоя и снижении прозрачности диффузно-рассеивающего элемента.

Таким образом, рассматриваемая экспериментальная установка обеспечивала не только решение задачи исследования вибрационных характеристик прозрачных оптических элементов, но и позволяла определить степень влияния на полученные результаты механических свойств подвески и оптических свойств напыляемого светорассеивающего покрытия.

Результаты и обсуждение

Исследование вибрационных характеристик диффузно-рассеивающего элемента цифрового спекл-интерферометра [24] в настоящей работе осуществлялось экспериментально посредством цифровой спекл-интерферометрии, а также теоретически методом конечных элементов (МКЭ) [33]. Данный подход позволял сопоставить результаты двух независимых методов исследования, а также верифицировать разработанную численную модель диффузно-рассеивающего элемента для последующего моделирования процессов работы цифрового спекл-интерферометра. Исследование данных процессов позволит усовершенствовать конструкцию используемой лазерной системы и повысить её устойчивость к внешним случайным механическим воздействиям при цифровой записи интерференционных картин.

Конечно-элементная модель диффузно-рассеивающего элемента, закрепленного на опорной плите (рис. 1), создавалась на основе натурных замеров геометрии и выбора свойств материалов в соответствии со справочными данными [34 – 36]. Диффузно-рассеивающий элемент с оргстеклянной пластиной толщиной $h = 5$ мм был разбит на 8177 элементов типа Plate библиотеки Femap/Nastran [33]. Опорная плита моделировалась при помощи 3719 элементов типа Plate, а для имитации подвески диффузно-рассеивающего элемента использовались стандартные упругие элементы DOF Spring [36]. Механические свойства элементов DOF Spring подбирались с учётом экспериментальных данных, полученных в [28] об ускорении металлической рамы диффузно-рассеивающего элемента. При этом в расчётах допускалось, что связанная система в виде опорной плиты и диффузно-рассеивающего элемента была соединена с абсолютно жёстким основанием. Предложенная модель обеспечивала получение собственных частот объекта при проведении анализа на отклик от гармонического возбуждения, а также вычисление параметров вибрации его рабочей поверхности.

Для верификации разработанной численной модели колебаний диффузно-рассеивающего элемента были проведены серии экспериментальных исследований направленных на выявление характерных форм колебаний исследуемого компонента спекл-интерферометра (рис. 3, 6, 8). Возбуждение и поиск собственных форм колебаний диффузно-рассеивающего элемента, установленного как на магнитной подвеске, так и на четырёх шпильках, производилось в частотном диапазоне от 0 до 900 Гц. Обнаруженные экспериментально формы колебаний сопоставлялись с расчётными данными по распределению вибросмещений объекта и по частоте. Рассогласование

экспериментально полученных и расчётных частот представляло собой показатель качества созданной численной модели, который использовался в дальнейшем для её коррекции [37].

Проводимые в работе экспериментальные исследования были осуществлены в два этапа. На первом этапе проводимые эксперименты были выполнены с целью оптимизации режимов регистрации спекл-интерферограмм, а также выбора оптимального варианта подвески диффузно-отражающего элемента. На втором этапе исследования были зарегистрированы формы колебаний исследуемого объекта, и проведено сопоставление полученной информации с результатами численного моделирования.

При проведении первой серии экспериментов была обнаружена проблема, связанная с процессом записи интерференции опорного и предметного пучков. Хотя регистрация спекл-интерферограмм осуществлялась при прозрачности диффузно-рассеивающего элемента ($\tau = 0,8...0,9$), оптимальной для традиционной оптической схемы [24 – 28], интерференционные полосы на спекл-изображениях получались с низким контрастом, что могло затруднить их последующий анализ и расшифровку. Наличие данного эффекта потребовало проведения специальных исследований по определению оптимальной прозрачности диффузно-рассеивающего элемента с целью повышения качества записи интерференционных картин.

Изменение оптической плотности диффузно-рассеивающего элемента производилось последовательным напылением слоёв светорассеивающего покрытия на поверхность оргстеклянной пластины с исходным пропусканием на уровне $\tau_p = 0,92...0,94$. Нанесённый светорассеивающий слой характеризовался величиной пропускания τ_c , которая уменьшалась по мере нанесения последующих слоёв покрытия. Общее пропускание диффузно-рассеивающего элемента τ определялось прозрачностью оргстеклянной подложки и нанесённого на её поверхность светорассеивающего слоя, и было представлено выражением: $\tau = \tau_p \cdot \tau_c$ [38]. При оптимизации пропускания диффузно-рассеивающего элемента производилась регистрация спекл-интерферограмм колебаний объекта при постоянном уровне возбуждения на частоте $f = 204$ Гц (рис. 3).

Для полученных спекл-изображений определялась степень видности интерференционных полос в соответствии с методикой [24; 28]. Уровни контраста измерялись по нулевой светлой и первой тёмной полосам интерферограммы (рис. 3). При этом полученная зависимость видности V^I от прозрачности диффузно-рассеивающего элемента τ представлена на рис. 4.

Согласно рис. 4 наиболее контрастные спекл-интерферограммы получались при использовании оптически плотных диффузно-рассеивающих элементов, прозрачность которых находилась в пределах $\tau = 0,40...0,60$ и соответствовала пропусканию светорассеивающего слоя $\tau_c = 0,43...0,63$. В данных условиях видность интерференционных полос достигала $V^I = 0,3...0,32$ и снижалась при $\tau > 0,60$ практически до нуля. Необходимо отметить, что использование диффузно-рассеивающих элементов повышенной оптической плотности с $\tau < 0,40$ также вело к снижению контраста интерференционных полос до уровня видности $V^I = 0,25$. При этом падение контраста интерференционных полос при $\tau < 0,40$ сопровождалось качественными изменениями регистрируемой интерференционной картины (рис. 3).

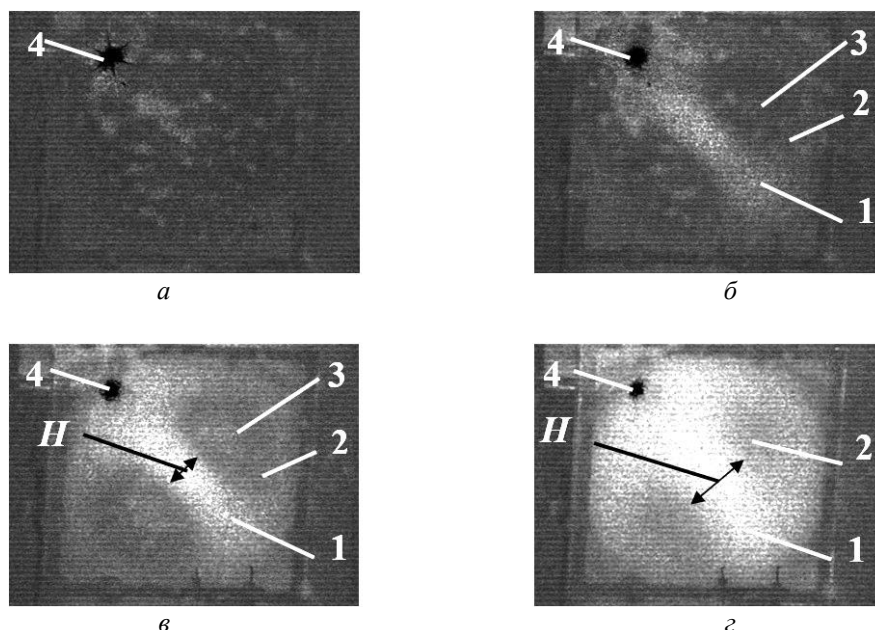


Рис. 3. Характерный вид спекл-интерферограмм колебания диффузно-рассеивающего элемента спекл-интерферометра на возбуждающей частоте $f = 204$ Гц в зависимости от прозрачности τ_c нанесённого светорассеивающего покрытия:

а – без покрытия ($\tau_c = 1$); б – $\tau_c = 0,8$; в – $\tau_c = 0,49$; г – $\tau_c = 0,32$

1 – светлая интерференционная полоса нулевого порядка (зона узла); 2 – тёмная интерференционная полоса 1-го порядка; 3 – светлая интерференционная полоса 2-го порядка; 4 – блик на поверхности диффузно-рассеивающего элемента; H – ширина светлой интерференционной полосы нулевого порядка

Несмотря на одинаковый уровень механического возбуждения объекта, снижение пропускания диффузно-рассеивающего элемента с 0,4 до 0,25 приводило к уменьшению числа наблюдаемых интерференционных полос на его поверхности (сравните рис. 3, в и рис. 3, г) и могло привести к неверной оценке величины вибро смещения при количественном анализе спекл-интерферограммы. Наблюдаемый здесь негативный эффект может быть связан с изменением индикатрисы рассеивания наносимого покрытия по мере увеличения его оптической плотности [39]. Частично это подтверждается уменьшением размеров, связанного с зеркальным отражением блика на рис. 3, а также уширением светлой интерференционной полосы нулевого порядка в 1,6 раза (рис. 3, в, г и рис. 5).

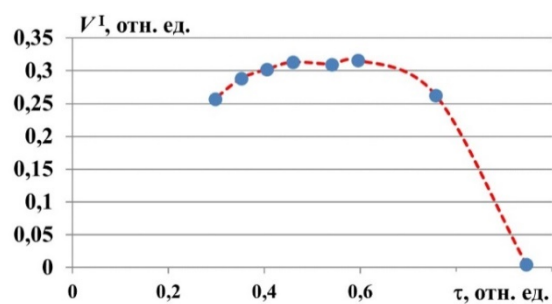


Рис. 4. Изменение видности спекл-интерферограмм V^I в зависимости от суммарной прозрачности τ диффузно-рассеивающего элемента спекл-интерферометра

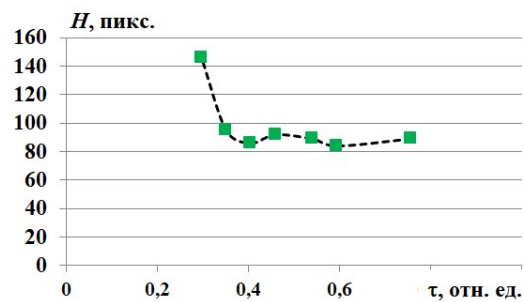


Рис. 5. Изменение ширины H светлой интерференционной полосы нулевого порядка в зависимости от суммарной прозрачности диффузно-рассеивающего элемента спекл-интерферометра τ

Полученные результаты позволили установить оптимальный диапазон прозрачности светорассеивающего покрытия для нанесения на поверхность оптически прозрачных элементов, что открывает путь для надёжного определения их вибрационных характеристик методом цифровой спекл-интерферометрии. Тем не менее наблюдаемые здесь эффекты нуждаются в дальнейших экспериментальных исследованиях и теоретическом осмыслении.

Хотя регистрация спекл-интерферограмм колеблющегося диффузно-рассеивающего объекта после подбора прозрачности светорассеивающего покрытия успешно осуществлялась на магнитной подвеске и шпильках (рис. 6), в целом методика нуждалась в проведении дополнительных исследований по оптимизации способа крепления в установке оптически прозрачного изделия. Сравнение вибрационных характеристик диффузно-рассеивающего элемента, закреплённого на магнитной подвеске и шпильках, показало на различную эффективность возбуждения форм колебаний объекта исследования, а также на отсутствие совпадения собственных частот колебаний. При возбуждении объекта, установленного на магнитной подвеске, целый ряд собственных форм колебаний не возбуждались. При этом отклонения экспериментально зарегистрированных собственных частот при креплении диффузно-рассеивающего элемента на магнитной подвеске от результатов расчёта были значительно больше, чем при регистрации объекта, закреплённого на шпильках, и составляли соответственно 20...30% против 10...20%.

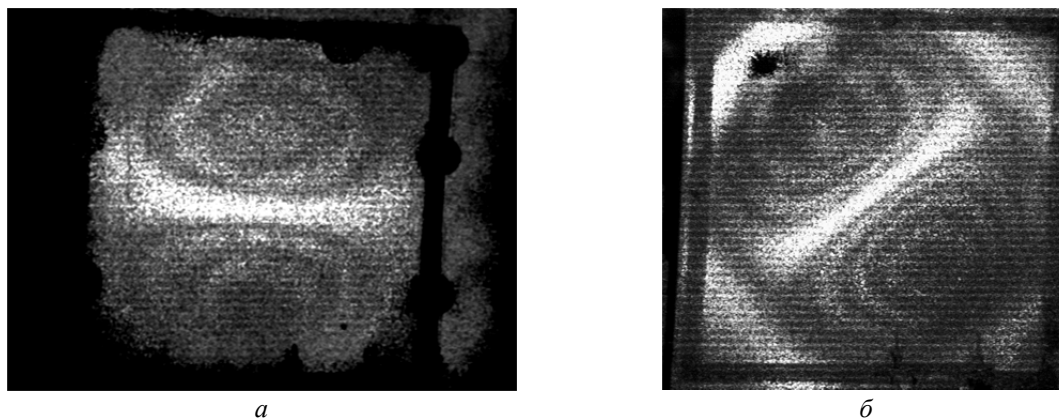


Рис. 6. Результаты регистрации спекл-интерферограмм колеблющегося диффузно-рассеивающего элемента при использовании различного способа крепления:
а – магнитная подвеска ($f = 170$ Гц); б – четыре шпильки ($f = 211$ Гц)

Причина такого результата, очевидно, могла быть связана с различной жёсткостью используемых элементов подвески, а также с возможностью передачи колебаний через подвеску от диффузно-рассеивающего элемента на опорную плиту [25; 40]. Наличие данного эффекта было подтверждено результатами численного моделирования, приведёнными на рис. 7. Согласно численным исследованиям, было отмечено, что увеличение податливости опорной плиты приводит не только к изменению собственных частот колебаний диффузно-рассеивающего элемента и порога его возбуждения, но и к искажению форм колебаний исследуемого объекта (сравните рис. 7, а и рис. 7, б). Присутствие колебаний на поверхности опорной плиты при возбуждении диффузно-рассеивающего элемента нашло подтверждение при выполнении доплеровских измерений локальных значений нормального компонента виброскорости VS_n в окрестности одной из точек крепления. Измерения показали наличие на поверхностях диффузно-

рассеивающего элемента и опорной плиты виброскоростей, достигающих уровня 1...1,5 мм/с. При этом вибрация диффузно-рассеивающего элемента при использовании крепления на четырёх шпильках снижалась в 2...3 раза по сравнению с использованием магнитной подвески.

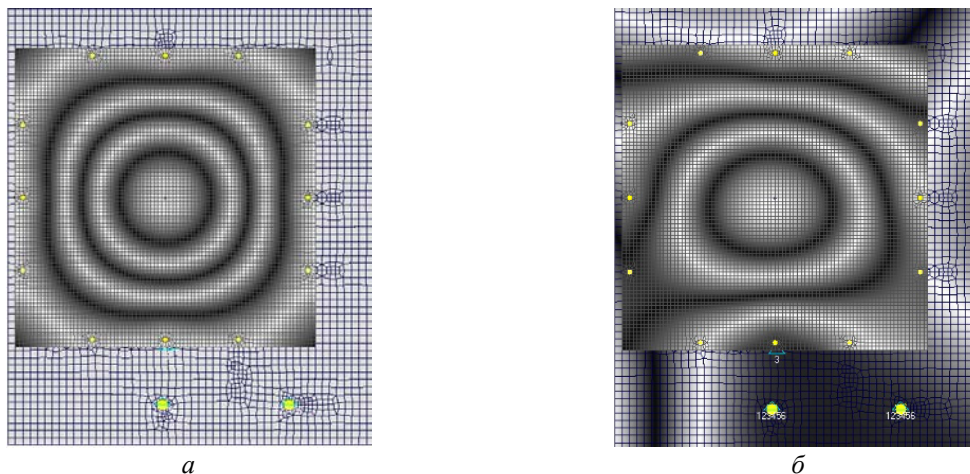


Рис. 7. Влияние жёсткости подвески и опорной плиты узла крепления на процесс получения формы колебания диффузно-рассеивающего элемента при возбуждении на частоте $f = 102$ Гц по данным расчёта методом конечных элементов:

*а – подвеска и опорная плита абсолютно жёсткие;
 б – подвеска и опорная плита обладают податливостью*

Значительный рост вибрационного возбуждения диффузно-рассеивающего элемента в случае магнитной подвески может быть обусловлен повышенной податливостью используемых магнитов по сравнению с монолитными шпильками, а также влиянием на процесс передачи вибрации магнитных сил, которые препятствуют затуханию колебаний конструкции [41].

Особенность выявленного вибрационного состояния диффузно-рассеивающего элемента при закреплении на шпильках была использована на заключительной стадии проводимых исследований, главной задачей которых являлось формирование набора форм колебаний оптической поверхности прозрачного изделия и сопоставление полученных результатов с данными численного моделирования. На данном этапе расчётная модель была повторно скорректирована по параметрам упругих свойств материалов, входящих в неё компонентов, что позволило сократить различия между расчётными и экспериментальными данными.

Ряд экспериментально зарегистрированных форм колебания диффузно-рассеивающего элемента спекл-интерферометра совместно с результатами расчёта МКЭ представлены на рис. 8. При проведении экспериментов диффузно-рассеивающий элемент возбуждался в трёх различных точках на расстоянии $X = 175, 253, 320$ мм от его левого нижнего угла. Использование различных положений возбудителя позволило избежать попадания точки контакта в зону расположения узла исследуемой формы колебаний, что облегчало процесс её обнаружения. При $X = 175$ мм была зарегистрирована форма колебаний на частоте $f = 471$ Гц, при $X = 253$ мм были записаны две формы колебаний с частотами $f = 102$ и $f = 151$ Гц, а при $X = 320$ мм – форма колебаний с $f = 865$ Гц. Отклонения между экспериментально полученными и расчётными соб-

ственными частотами сократилось и составило менее 1% при $f < 200$ Гц и 5...7% для диапазона $f = 200 \dots 900$ Гц. Полученные результаты подтверждают адекватность созданной численной модели диффузно-рассеивающего элемента, а также возможность её использования при прогнозировании работы цифрового спекл-интерферометра в условиях внешнего вибрационного возмущения.

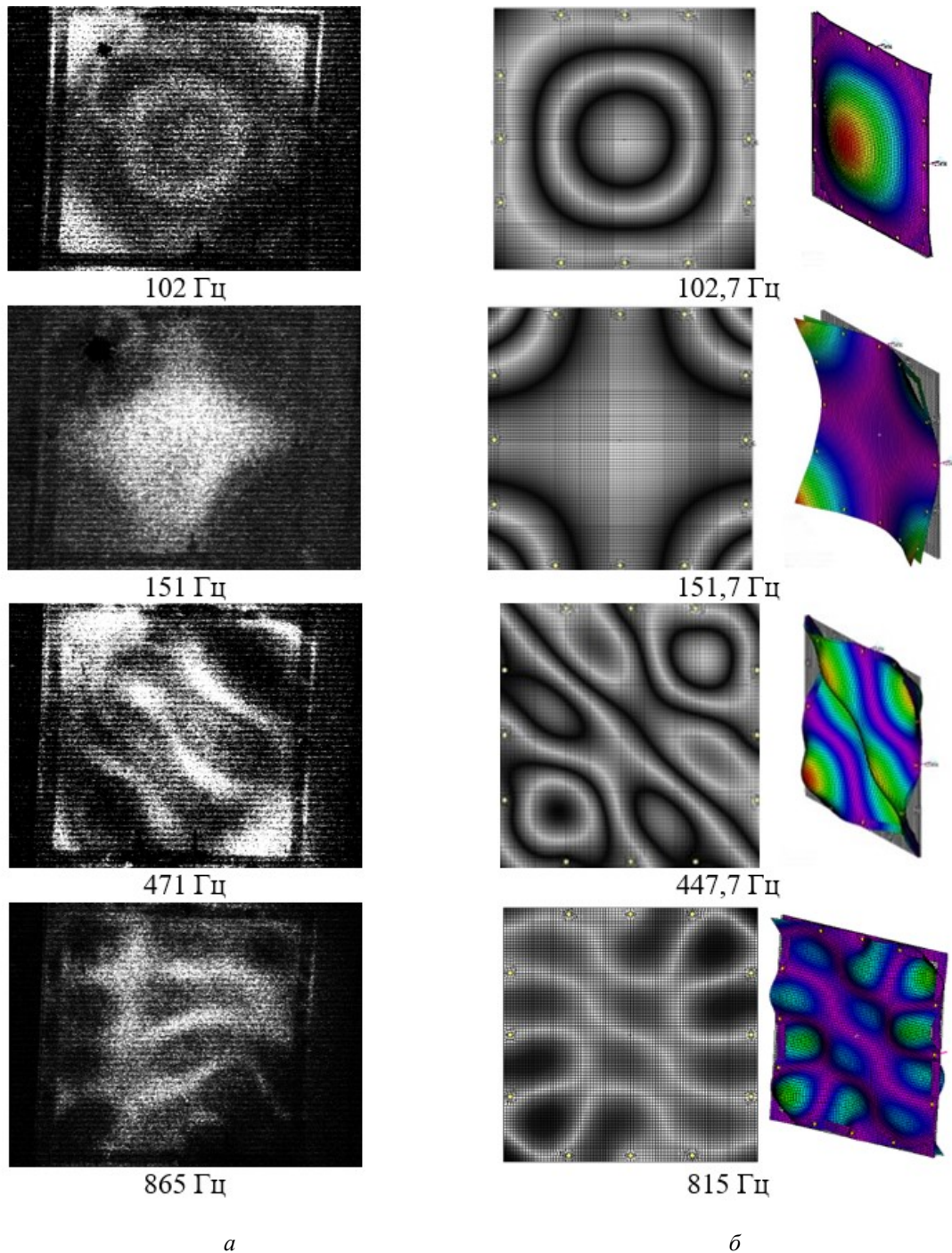


Рис. 8. Сравнение характерных форм колебаний диффузно-рассеивающего элемента спекл-интерферометра, прикреплённого к опорной плите на шпильках:
а – эксперимент; б – результаты расчёта методом конечных элементов
Толщина оргстеклянной пластины диффузно-рассеивающего элемента $h = 5$ мм

Несмотря на то, что вибрационные характеристики, приведённые в данной работе, были получены для плоского диффузно-рассеивающего элемента, являющегося составной частью цифрового спекл-интерферометра [24], отработанная методика исследования может быть распространена для исследования целого класса оптически прозрачных деталей, изготавливаемых из оргстекла и пластика [19; 42]. Дальнейшие исследования в данной области могут быть направлены на получение вибрационных характеристик оптических элементов со сложными криволинейными поверхностями, включающие выпуклые, вогнутые и асферические участки. Для этого целесообразно использовать модифицированную интерференционную установку, способную определять все три компонента вектора вибросмещения поверхности [29].

Заключение

Предложена и апробирована методика бесконтактного определения собственных форм и частот колебаний прозрачных элементов оптических систем, основанная на нанесении на их поверхность неразрушающего легкоудаляемого диффузно-рассеивающего покрытия и последующей записи интерферограмм при помощи спекл-интерферометра с совмещёнными опорным и предметным пучками и диффузно-рассеивающим элементом в качестве светоделителя. При этом роль светоделителя выполняет сам объект исследования, а в оптической схеме спекл-интерферометра предметный пучок диффузно отражается от вибрирующей поверхности оптического элемента, тогда как опорный пучок формируется в результате рассеяния света от неподвижной плиты расположенной непосредственно за диффузно-рассеивающим элементом. Экспериментально показана возможность регистрации этим способом качественных интерферограмм, достаточных для получения количественной информации о полях вибросмещения поверхности крупногабаритных прозрачных оптических элементов без виброизоляции спекл-интерферометра.

При отработке режимов записи интерферограмм колеблющегося диффузно-рассеивающего элемента установлено, что наибольший контраст интерференционных полос достигается при прозрачности нанесённого покрытия $\tau_c = 43...63\%$. Применение покрытий с $\tau_c > 63\%$ сопровождается снижением видности интерференционных полос высокого порядка. Использование оптически плотных рассеивающих покрытий с $\tau_c < 43\%$ приводит к уширению интерференционных полос, что затрудняет получение достоверной количественной информации о колебаниях объекта.

Разработанная экспериментальная методика была успешно использована для коррекции результатов численного моделирования, описывающих колебания диффузно-рассеивающего элемента спекл-интерферометра с габаритами оргстеклянной пластины $410 \times 410 \times 5$ мм. Это обеспечило рассогласование экспериментальных и расчётных данных для выявленных форм колебаний в пределах $5...7\%$ по уровню собственных частот в диапазоне до 900 Гц. В дальнейшем созданная модель найдет применение для моделирования процесса возникновения дополнительной разности хода под действием распространяющихся механических возмущений в оптической схеме спекл-интерферометра, что позволит установить новые возможности по повышению помехоустойчивости во время записи спекл-интерферограмм.

Работа выполнена при поддержке гранта РНФ № 23-29-10066.

Библиографический список

1. Золотов А.А., Титов М.И. Обеспечение надёжности транспортных аппаратов космических систем. М.: Машиностроение, 1988. 215 с.
2. Гишваров А.С. Совмещённые ресурсные испытания технических систем. Уфа: АН РБ, Гилем, 2002. 268 с.
3. Кузнецов Н.Д., Цейтлин В.И., Волков В.И. Технологические методы повышения надёжности: справочник. М.: Машиностроение, 1993. 304 с.
4. Федорченко Д.Г., Кочеров Е.П. Прочностная доводка и устранение основных дефектов ГТД. Самара: Издатель Исакова Т.С. (БИЮР), 2022. 431 с.
5. Форрест П. Усталость металла. М.: Машиностроение, 1968. 352 с.
6. Крюков С.В. Вибродиагностика технического состояния деталей ГТД на основе исследования их собственных форм колебаний. Дис. ... канд. техн. наук. Рыбинск, 2007, 164 с.
7. Бабаев А.А. Амортизация, демпфирование и стабилизация бортовых оптических приборов. Л.: Машиностроение, 1984. 232 с.
8. Телепнев П.П., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В., Ефанов В.В. Обоснование требований к проектным параметрам элементов конструкции космического аппарата на основе динамического анализа переходных процессов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 2 (60). С. 13-20. DOI: 10.26162/LS.2023.60.2.002
9. Xing W., Tuo W., Li X., Wang T., Yang C. Micro-vibration suppression and compensation techniques for in-orbit satellite: A review // Chinese Journal of Aeronautics. 2024. V. 37, Iss. 9. DOI: 10.1016/j.cja.2024.05.036
10. Haghshenas J. Vibration effects on remote sensing satellite images // Advances in Aircraft and Spacecraft Science. 2017. V. 4, Iss. 5. P. 543-553. DOI: 10.12989/aas.2017.4.5.543
11. Qin C., Xu Z., Xia M., He S., Zhang J. Design and optimization of the micro-vibration isolation system for large space telescope // Journal of Sound and Vibration. 2020. V. 482. DOI: 10.1016/j.jsv.2020.115461
12. Телепнев П.П., Жиряков А.В., Герасимчук В.В. Проектный расчёт уровня вибронагруженности элементов конструкций КА методом динамического анализа // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1 (47). С. 13-18. DOI: 10.26162/LS.2020.47.1.002
13. Zhang Y., Sheng C., Hu Q., Li M., Guo Z., Qi R. Dynamic analysis and control application of vibration isolation system with magnetic suspension on satellites // Aerospace Science and Technology. 2018. V. 75. P. 99-114. DOI: 10.1016/j.ast.2017.12.041
14. Телепнев П.П., Кузнецов Д.А. Методы виброзащиты прецизионных космических аппаратов. Химки: Издатель АО «НПО Лавочкина», 2019. 263 с.
15. Справочник конструктора оптико-механических приборов / под ред. М.Я. Кругера, В.А. Панова. Л.: Машиностроение, 1967. 760 с.
16. Malacara D., Malacara Z. Handbook of optical design. New York: Marcel Dekker, 2004. 522 p.
17. Островский Ю.И., Бутусов М.М., Островская Г.В. Голографическая интерферометрия. М.: Наука, 1977. 339 с.
18. Ryaboy V.M. Vibration control for optomechanical systems. Singapore: World Scientific, 2021. 280 p.
19. Справочник технолога-оптика / под ред. М.А. Окатова. СПб: Политехника, 2004. 679 с.
20. Gerhard C. Optics manufacturing. Components and systems. New-York: CRC Press, 2018. 309 p.

21. Ghareab D., Ibrahim A. Optical metrology with interferometry. Newcastle upon Tyne: Cambridge Scholars Publ., 2019. 312 p.
22. Гужов В.И., Ильиных С.П. Компьютерная интерферометрия: учеб. пособие. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2004. 252 с.
23. Франсон М. Оптика спеклов. М.: Мир, 1980. 171 с.
24. Ivchenko A.V., Zhuzhukin A.I. The system development for digital recording of speckle-interferograms of an oscillating object without vibration isolation // Proceedings of the International Conference on Dynamics and Vibroacoustics of Machines, DVM 2020 (September, 16-18, 2020, Samara, Russia). DOI: 10.1109/dvm49764.2020.9243896
25. Ivchenko A.V., Safin A.I. The technique improvement for GTE-wheel oscillation recording by the noise-proof digital speckle pattern interferometer // Proceedings of the International Conference on Dynamics and Vibroacoustics of Machines, DVM 2022 (September, 21-23, 2022, Samara, Russia). DOI: 10.1109/dvm55487.2022.9930910
26. Жужукин А.И., Непеин К.Г. Спекл-интерферометрическая установка для исследования частот и форм колебаний рабочих колёс турбомашин // Инженерный журнал: наука и инновации. 2022. № 4 (124). DOI: 10.18698/2308-6033-2022-4-2169
27. Жужукин А.И. Устройство для исследования форм колебаний: патент РФ № 71429; опубл. 10.03.2008; бюл. № 7.
28. Ивченко А.В., Сафин А.И. Исследование влияния широкополосных механических возмущений на качество записи интерферограмм колебаний рабочего колеса ГТД при использовании цифрового спекл-интерферометра панорамного типа // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 1. С. 160-176. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-1-160-176.
29. Журавлев О.А., Шапошников Ю.Н., Щеглов Ю.Д., Комаров С.Ю. Применение методов голографической и спекл-интерферометрии для исследования вибрации и шума механических конструкций. Самара: Изд-во СГАУ, 2005. 193 с.
30. Jones R., Wykes C. Holographic and speckle interferometry. A discussion of the theory, practice and application of the techniques. Cambridge: Cambridge University Press, 1983. 330 p.
31. Клименко И.С. Голография сфокусированных изображений и спекл-интерферометрия. М.: Наука, 1985. 222 с.
32. Brock J.R. A note on the Beer-Lambert law // Analytica Chimica Acta. 1962. V. 27. P. 95-97. DOI: 10.1016/S0003-2670(00)88457-3
33. Рычков С.П. Моделирование конструкций в среде FemapwithNXNastran. М.: ДМК Пресс, 2013. 784 с.
34. Негматов С.С., Пак И.И. Демпфирующие свойства полимерных материалов и покрытий на их основе. Обзор. Ташкент: УзНИНТИ, 1974. 26 с.
35. Францевич И.Н., Воронов Ф.Ф., Бакута С.А. Упругие постоянные и модули упругости металлов и неметаллов. Справочник. Киев: Наукова Думка, 1982. 287 с.
36. Головкин С.А., Пушкар А., Левин Д.М. Упругие и демпфирующие свойства конструкционных металлических материалов. М.: Металлургия, 1987. 191 с.
37. Shakhmatov E.V., Zhuravlev O.A., Sergeev R.N., Safin A.I. Development and application of mobile digital speckle interferometer for vibrometer model sample honeycomb // Procedia Engineering. 2015. V. 106. P. 247-252. DOI: 10.1016/j.proeng.2015.06.031
38. Moeller K.D. Optics. Learning by computing, with examples using MathCad®, Matlab®, Mathematica®, and Maple®. New York: Springer-Verlag, 2007. 455 p. DOI: 10.1007/978-0-387-69492-4
39. Иванов А.П. Оптика рассеивающих сред. Минск: Наука и техника, 1969. 592 с.

40. Бидерман В.Л. Теория механических колебаний. М.: Высшая школа, 1980. 408 с.
41. Chicharro J.M., Bayon A., Salazar F. Measurement of damping in magnetic materials by optical heterodyne interferometry // Journal of Magnetism and Magnetic Materials. 2004. V. 268, Iss. 3. P. 348-356. DOI: 10.1016/s0304-8853(03)00546-8
42. Handbook of plastic optics / ed. by S. Bäumer. Darmstadt: Wiley, 2006. 199 p.

INVESTIGATION OF VIBRATION MODES FOR OPTICALLY TRANSPARENT COMPONENTS BY USING DIGITAL SPECKLE INTERFEROMETRY AND FINITE ELEMENT METHOD

© 2025

- A. V. Ivchenko** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Engine Production Department;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
fgrt@yandex.ru
- A. I. Zhuzhukin** Candidate of Science (Engineering), Senior Scientist of the Research Institute of Machine Acoustics;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
cntkknio@yandex.ru
- R. N. Sergeev** Engineer of the Research Institute of Machine Acoustics;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
romansr@yandex.ru
- A. I. Safin** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Automatic Systems of Power Plants;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
safin.ai@ssau.ru

An experimental method for studying the natural vibration modes of the acting faces of large-sized optically-transparent components used in the imaging and interference systems in optical-electronic sets is proposed. Based on a noise-proof digital pattern speckle interferometer, an optical system was developed to provide the registration of the normal component of the vibration displacement vectors on the flat optical surface with the deposited diffusing coating. The optimal transmission of the coating was determined for recording the contrast speckle-interferograms. The vibration modes of the flat, diffusing element included in the digital speckle pattern interferometer are investigated in order to verify the results of numerical modeling of its vibrations at resonant frequencies. For natural vibration modes recorded in the range from 0 to 900 Hz, deviations between experimental and numerical results within 5...7% were found.

Optical component; excitation; speckle-interferometer; method; registration; vibration; vibration displacement; natural frequencies and vibration modes of structure

Citation: Ivchenko A.V., Zhuzhukin A.I., Sergeev R.N., Safin A.I. Investigation of vibration modes for optically transparent components by using digital speckle interferometry and finite element method. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 114-130. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-114-130

References

1. Zolotov A.A., Titov M.I. *Obespechenie nadezhnosti transportnykh apparatov kosmicheskikh sistem* [Reliability control for tugs of space systems]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1988. 215 p.
2. Gishvarov A.S. *Sovmeshchennye resursnye ispytaniya tekhnicheskikh sistem* [Combined life cycle tests of technical systems]. Ufa: AN RB, Gilem Publ., 2002. 268 p.

3. Kuznetsov N.D., Tseytlin V.I., Volkov V.I. *Tekhnologicheskie metody povysheniya nadezhnosti: spravochnik* [Technological methods for reliability improvement: Handbook]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1993. 304 p.
4. Fedorchenko D.G., Kocherov E.P. *Prochnostnaya dovodka i ustranenie osnovnykh defektov GTD* [Strength development and elimination of the main defects of gas turbine engines]. Samara: Isakova T.S. (BIYuR) Publ., 2022. 431 p.
5. Forrest P.G. *Fatigue of metals*. Paris: Pergamon Press, 1962. 436 p.
6. Kryukov S.V. *Vibrodiagnostika tekhnicheskogo sostoyaniya detaley GTD na osnove issledovaniya ikh sobstvennykh form kolebaniy. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Vibration diagnostics of the technical condition of gas turbine engine parts based on the study of their natural vibration modes. Thesis for a Candidate Degree in Science (Engineering)]. Rybinsk, 2007. 164 p.
7. Babaev A.A. *Amortizatsiya, dempfirovanie i stabilizatsiya bortovykh opticheskikh priborov* [Shock absorption, damping and stabilization of on-board optical instruments]. Leningrad: Mashinostroenie Publ., 1984. 232 p.
8. Telepnev P.P., Kuznetsov D.A., Gerasimchuk V.V., Efanov V.V. Substantiation of requirements for design parameters of spacecraft structural elements based on dynamic analysis of transients. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina*. 2023. No. 2 (60). P. 13-20. (In Russ.). DOI: 10.26162/LS.2023.60.2.002
9. Xing W., Tuo W., Li X., Wang T., Yang C. Micro-vibration suppression and compensation techniques for in-orbit satellite: A review. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2024. V. 37, Iss. 9. DOI: 10.1016/j.cja.2024.05.036
10. Haghshenas J. Vibration effects on remote sensing satellite images. *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*. 2017. V. 4, Iss. 5. P. 543-553. DOI: 10.12989/aas.2017.4.5.543
11. Qin C., Xu Z., Xia M., He S., Zhang J. Design and optimization of the micro-vibration isolation system for large space telescope. *Journal of Sound and Vibration*. 2020. V. 482. DOI: 10.1016/j.jsv.2020.115461
12. Telepnev P.P., Zhiryakov A.V., Gerasimchuk V.V. Design calculation of the vibration load level of spacecraft structural elements by dynamic analysis. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina*. 2020. No. 1 (47). P. 13-18. (In Russ.). DOI: 10.26162/LS.2020.47.1.002
13. Zhang Y., Sheng C., Hu Q., Li M., Guo Z., Qi R. Dynamic analysis and control application of vibration isolation system with magnetic suspension on satellites. *Aerospace Science and Technology*. 2018. V. 75. P. 99-114. DOI: 10.1016/j.ast.2017.12.041
14. Telepnev P.P., Kuznetsov D.A. *Metody vibrozashchity pretsizionnykh kosmicheskikh apparatov* [Methods for vibration protection of precision spacecraft]. Khimki: Lavochkin Associacion Publ., 2019. 263 p.
15. *Spravochnik konstruktora optiko-mekhanicheskikh priborov / pod red. M.Ya. Krugera, V.A. Panova* [Handbook of the designer of opto-mechanical instruments. Second edition, revised and supplemented]. Leningrad: Mashinostroenie Publ., 1967. 760 p.
16. Malacara D., Malacara Z. *Handbook of optical design*. New York: Marcel Dekker, 2004. 522 p.
17. Ostrovskiy Yu.I., Butusov M.M., Ostrovskaya G.V. *Golograficheskaya interferometriya* [Holographic interferometry]. Moscow: Nauka Publ., 1977. 339 p.
18. Ryaboy V.M. *Vibration control for optomechanical systems*. Singapore: World Scientific, 2021. 280 p.
19. *Spravochnik tekhnologa-optika / pod red. M.A. Okatova* [Optics engineer's handbook]. Saint Petersburg: Politehnika Publ., 2004. 679 p.
20. Gerhard C. *Optics manufacturing. Components and systems*. New-York: CRC Press, 2018. 309 p.

21. Ghareab D., Ibrahim A. Optical metrology with interferometry. Newcastle upon Tyne: Cambridge Scholars Publ., 2019. 312 p.
22. Guzhov V.I., Il'inykh S.P. *Komp'yuternaya interferometriya: ucheb. posobie* [Computer interferometry]. Novosibirsk: NSTU Publ., 2004. 252 p.
23. Francon M. La granularite laser (spekle) et ses applications en optique. Paris: Masson, 1978. 132 p.
24. Ivchenko A.V., Zhuzhukin A.I. The system development for digital recording of speckle-interferograms of an oscillating object without vibration isolation. *Proceedings of the International Conference on Dynamics and Vibroacoustics of Machines, DVM 2020 (September, 16-18, 2020, Samara, Russia)*. DOI: 10.1109/dvm49764.2020.9243896
25. Ivchenko A.V., Safin A.I. The technique improvement for GTE-wheel oscillation recording by the noise-proof digital speckle pattern interferometer. *Proceedings of the International Conference on Dynamics and Vibroacoustics of Machines, DVM 2022 (September, 21-23, 2022, Samara, Russia)*. DOI: 10.1109/dvm55487.2022.9930910
26. Zhuzhukin A.I., Nepein K.G. Speckle interferometry setup for studying the frequencies and modes of vibrations of turbo-machine rotor wheels. *Engineering Journal: Science and Innovation*. 2022. No. 4 (124). (In Russ.) DOI: 10.18698/2308-6033-2022-4-2169
27. Zhuzhukin A.I. *Ustroystvo dlya issledovaniya form kolebaniy* [Device for studying vibration modes]. Patent RF, no. 71429, 2008. (Publ. 10.03.2008, bull. no. 7)
28. Ivchenko A.V., Safin A.I. Investigation of the influence of broadband mechanical disturbances on the quality of recording interference patterns of GTE-wheel oscillations using a digital speckle pattern interferometer. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 1. P. 160-176. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-1-160-176
29. Zhuravlev O.A., Shaposhnikov Yu.N., Shcheglov Yu.D., Komarov S.Yu. *Primenenie metodov golograficheskoy i spekl-interferometrii dlya issledovaniya vibratsii i shuma mekhanicheskikh konstruktsiy* [Application of holographic and speckle interferometry methods for studying vibration and noise of mechanical structures]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2005. 143 p.
30. Jones R., Wykes C. Holographic and speckle interferometry. A discussion of the theory, practice and application of the techniques. Cambridge: Cambridge University Press, 1983. 330 p.
31. Klimenko I.S. *Golografiya sfokusirovannykh izobrazheniy i spekl-interferometriya* [Focused image holography and speckle interferometry]. Moscow: Nauka Publ., 1985. 222 p.
32. Brock J.R. A note on the Beer-Lambert law. *Analytica Chimica Acta*. 1962. V. 27. P. 95-97.
33. Rychkov S.P. *Modelirovanie konstruktsiy v srede FemapwithNXNastran* [Modeling structures under Femap with NX Nastran environment]. Moscow: DMK Press Publ., 2013. 784 p.
34. Negmatov S.S., Pak I.I. *Dempfiruyushchie svoystva polimernykh materialov i pokrytiy na ikh osnove. Obzor* [Damping properties of polymeric materials and coatings based on them. Review]. Tashkent: UzNINTI Publ., 1974. 26 p.
35. Frantsevich I.N., Voronov F.F., Bakuta S.A. *Uprugie postoyannye i moduli uprugosti metallov i nemetallov. Spravochnik* [Elastic constants and elastic moduli of metals and non-metals. Handbook]. Kiev: Naukova Dumka Publ., 1982. 287 p.
36. Golovkin S.A., Pushkar A., Levin D.M. *Uprugie i dempfiruyushchie svoystva konstruktsionnykh metallicheskih materialov* [Elastic and damping properties of structural metallic materials]. Moscow: Metallurgiya Publ., 1987. 191 p.

37. Shakhmatov E.V., Zhuravlev O.A, Sergeev R.N., Safin A.I. Development and application of mobile digital speckle interferometer for vibrometer model sample honeycomb. *Procedia Engineering*. 2015. V. 106. P. 247-252. DOI: 10.1016/j.proeng.2015.06.031
38. Moeller K.D. Optics. Learning by computing, with examples using MathCad®, Matlab®, Mathematica®, and Maple®. New York: Springer-Verlag, 2007. 455 p. DOI: 10.1007/978-0-387-69492-4
39. Ivanov A.P. *Optika rasseivayushchikh sred* [Optics of scattering media]. Minsk: Nauka i Tekhnika Publ., 1969. 592 p.
40. Biderman V.L. *Teoriya mekhanicheskikh kolebaniy* [Theory of mechanical vibrations]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 1980. 408 p.
41. Chicharro J.M., Bayon A., Salazar F. Measurement of damping in magnetic materials by optical heterodyne interferometry. *Journal of Magnetism and Magnetic Materials*. 2004. V. 268, Iss. 3. P. 348-356. DOI: 10.1016/s0304-8853(03)00546-8
42. Handbook of plastic optics / ed. by S. Bäumer. Darmstadt: Wiley, 2006. 199 p.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАССЛОЕНИЯ В КОМПОЗИТНОЙ ПЛАСТИНЕ ПРИ НИЗКОСКОРОСТНОМ КОНТАКТЕ С ГРАДОМ

© 2025

В. Т. Ле аспирант кафедры прочности летательных аппаратов;
Новосибирский государственный технический университет;
tuanleviet86@gmail.com

Т. В. Бурнышева доктор технических наук; доцент;
Новосибирский государственный технический университет;
tburn@mail.ru

Предложена методика моделирования множественного воздействия градом на композитные панели, основанная на разработанной модели низкоскоростных ударов частицами града и результатах испытаний. С использованием машин Instron 3369 и BiSS были проведены испытания на сжатие образцов льда при температурах замерзания -40°C , -30°C и -20°C соответственно. Для каждой группы определены прочность на сжатие и объёмная плотность. Модуль упругости изменялся в пределах от 154 до 1214 МПа. Статистическим анализом данных были выявлены интервалы изменчивости и средние значения модуля упругости для каждого интервала при температуре замерзания -20°C . Исследования воздействия града на композитные панели показали, что основным видом разрушения является расслоение. На основе результатов экспериментов были определены линейные, квадратичные и кубические зависимости повреждаемости (количество разрушенных слоёв) композитной пластины при воздействии градины диаметром 35 мм от модуля упругости и скорости льда. Максимальное количество разрушенных слоёв композита составляет 16, что равно 80% толщины панели, при скорости 170 м/с и модуле упругости льда 1250 МПа. Скорость удара существенно влияет на повреждаемость композитных панелей, при этом модуль упругости материала оказывает меньшее влияние. Экспериментальные данные показали значительную корреляцию между скоростью удара и степенью повреждения: более крупные градины вызывают более глубокое расслоение.

Моделирование расслоения; метод SPH; плотность льда; множественный удар; композитная панель

Цитирование: Ле В.Т., Бурнышева Т.В. Численное моделирование расслоения в композитной пластине при низкоскоростном контакте с градом // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 131-142. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-131-142

Введение

Слоистые композиты всё чаще используются в авиационных и аэрокосмических конструкциях из-за их высокой удельной прочности и жёсткости. В основном их применяют в многослойном исполнении с относительно слабыми поверхностями межслойного контакта, легко подвергающимися сосредоточенным нагрузкам, особенно ударным воздействиям (птицы, град, и т.д.). Градины образуются в условиях окружающей среды и имеют вид поликристаллического льда. Лёд представляет собой сложный и очень изменчивый материал с точки зрения его свойств. Плотность льда и градин нестабильна и зависит от погодных условий. Градины обычно имеют меньшую плотность, чем лёд, и эта плотность может варьироваться в зависимости от места и условий формирования [1].

После воздействия удара внутри композитной панели могут появиться локальные повреждения в виде расслоения между слоями и растрескивания основы внутреннего слоя по ширине волокна. Такие повреждения могут существенно влиять на структурную целостность композитных конструкций, развитие межслойных дефектов может привести к полному разрушению структуры. Визуальным осмотром невозможно

обнаружить повреждение композитных ламинатов. Было предложено множество численных методов для прогнозирования развития повреждений в композитных слоистых структурах [2; 3]. Однако из-за сложности определения напряжений вблизи места воздействия ударных нагрузок эффективный и гибкий подход к прогнозированию возникновения и распространения расслоения в конструкциях пока не определён [4].

Образование и рост расслоений и трещин матрицы – сложный процесс, проблема носит характер трёхмерных элементов [5 – 7]. Чтобы исследовать локализованное поведение композита, обычно необходимо много слоёв SOLID-элементов по толщине, а размер конечно-элементной модели может стать непомерно большим [8]. Поэтому были исследованы более эффективные в вычислительном отношении модели оболочек SHELL [9; 10]. Однако традиционные модели оболочек не могут обеспечить исследование процесса расслоения ламината. Возможность применения теории оболочек для этой цели заключается во введении модели субламината [11], в которой ламинат разделён на несколько субламинатов по толщине, соединённых границами раздела. Ограничения границ раздела между субламинатами отсутствуют, что даёт возможность продемонстрировать возникновение расслоений [12].

Исследование прочности льда при сжатии

Тестовые образцы льда были приготовлены в холодильной установке с точностью регулирования температуры до $0,1^{\circ}\text{C}$. Для исследования влияния температуры замораживания на прочность льда температура заморзания была установлена на уровнях -20°C , -30°C и -40°C соответственно. Образцы для испытаний размерами $3 \times 3 \times 3$ см были изготовлены с использованием пластиковых и силиконовых форм. Кристаллы льда формируются в пластиковой форме (образцы льда тип 1) вертикально, середина образца молочно-белая и имеет мелкие пузырьки воздуха. С помощью силиконовой формы кристаллы льда (образцы льда тип 2) формируются равномерно во всех направлениях за счёт выпуска воздуха через пластиковую трубку, что делает лёд более прозрачным и однородным.

Плотность льда измерялась методом массы-объёма. Плотность льда основана на среднем значении серии проб при различных температурах заморзания. При более низкой температуре заморзания (-20°C , -30°C и -40°C) плотность льда больше (913; 923 и 927 кг/м^3 соответственно). Для образцов льда с использованием пластиковой и силиконовой форм разницы в плотности при температуре заморзания -20°C нет (912,75 и 912,97 кг/м^3 соответственно).

Испытания на одноосное сжатие образцов льда проводились с использованием универсальных испытательных машин Instron модели 3369 и BiSS модели Bi 00-101. Скорость деформации составляла 10, 20 и 0,5 мм/мин соответственно. Эксперименты проводились на машине Instron при комнатной температуре для образцов, сформированных в три группы по температуре заморзания, представленных выше. Полученные экспериментально кривые напряжения-деформации кубиков льда были проанализированы для определения модуля упругости каждого образца при сжатии. Для каждой группы образцов определялась средняя кривая напряжения – деформации.

На рис. 1, а приведены кривые средних значений напряжённо-деформированного состояния образцов льда типа 1 при одноосном сжатии для каждой группы при температурах заморзания -40°C , -30°C , -20°C . При изменении скорости деформации образцов изменяется их прочность на одноосное сжатие (рис. 1, б).

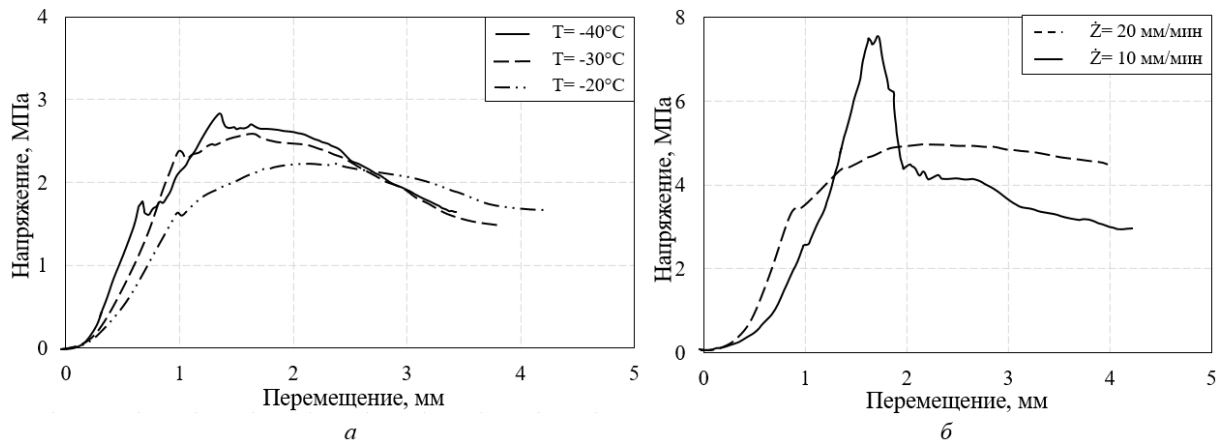


Рис. 1. Кривые напряжения-деформации при сжатии льда:
а – льда типа 1 с учётом температур замерзания; б – льда типа 2 с учётом скорости деформации

Перед проведением испытания на одноосное сжатие на машине BiSS образцы льда типа 2 были пронумерованы, а их геометрические размеры измерены. В климатической камере перед экспериментом поддерживалась температура -20°C не менее 30 минут. На рис. 2, а показана диаграмма напряжённо-деформированного состояния образца № 13, полученная в ходе испытания на одноосное сжатие с использованием специализированной программы для универсальной испытательной машины BiSS. Результаты испытаний образцов льда на машине BiSS были дополнительно обработаны в табличном редакторе. После обработки кривой напряжённо-деформированного состояния были рассчитаны линейные аппроксимации результатов экспериментов и определены модули упругости для каждого образца (рис. 2, б).

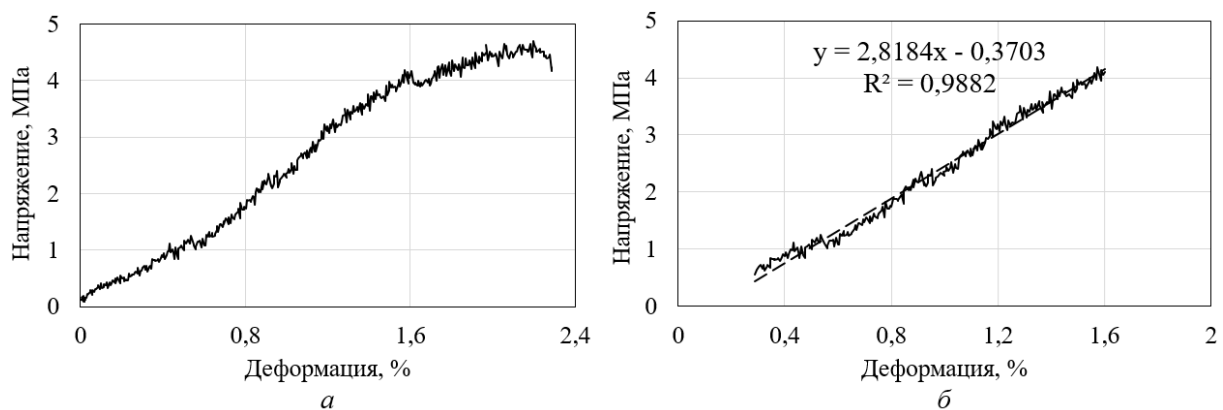


Рис. 2. Напряжённо-деформированное состояние образца льда №13 типа 2 при сжатии:
а – график, полученный при испытаниях на машине BiSS;
б – линейная аппроксимация данных эксперимента

На основе результатов линейной аппроксимации значений прочности при сжатии образцов льда типа 2 был получен предел прочности льда в диапазоне от 154 до 1214 МПа. Результаты хорошо согласуются с опубликованными результатами экспериментов на образцах льда [13]. На основе вычисленных значений составлен интервальный вариационный ряд (табл. 1). Дополнительно для каждого интервала определены средние значения модуля упругости образцов.

Таблица 1. Интервальный вариационный ряд модуля упругости образцов льда при испытаниях на одноосное сжатие

Интервалы, МПа	[154; 366)	[366; 578)	[578; 790)	[790;1002)	[1002; 1214)
Относительная интервальная частота, m_i	0,471	0,176	0,176	0,118	0,059
Среднее значение модуля упругости, $\bar{E}_i$	226,75	522,33	685,67	898,00	1214,00

Методы моделирования частиц града

Существует множество моделей льда, основанных на различных связях между напряжением и деформацией, а также на критериях разрушения (критерии напряжения, деформации или энергии). Метод конечных элементов (МКЭ) и метод произвольного лагранжево-эйлерова описания тел сталкиваются с ограничениями при моделировании высокоскоростных ударов из-за деформаций и необходимости учёта распространения трещин. Метод сглаженных частиц (SPH), избегая зависимости от сетки, позволяет точно моделировать материалы с учётом больших деформаций, частичного разрушения и трещин, вызванных ударами [14]. Он использует частицы для представления материала и позволяет моделировать движение и взаимодействие частиц без привязки к узлам сетки. В программе LS-DYNA реализовано моделирование льда на основе метода SPH. Для проверки предложенной модели необходимы экспериментальные данные по воздействию льда при высоких скоростях деформации. Полученные результаты моделирования были качественно и количественно сопоставимы с опубликованными исследованиями. Было принято, что метод SPH является подходящим и эффективным способом моделирования льда в LS-DYNA [15].

Конечно-элементная модель пластины

МКЭ используется для исследования влияния материала и его структуры на упругие свойства и механическое поведение композитных материалов. Сравнение результатов численного моделирования с экспериментальными данными ясно показывает, что моделирование процесса удара захватывает основные аспекты физических явлений и даёт дополнительную информацию о поведении различных компонентов при ударе. При моделировании ударных повреждений учитываются основные механизмы повреждения, включая внутрислойное и межслойное разрушение. Распространёнными критериями разрушения композиционных материалов являются критерии Цая-Бу, Чанга-Чанга, Хашина и др. Анализ расслоения материала был проведён с использованием набора критериев разрушения Хашина [16].

Моделирование удара частицей града по композитной панели было реализовано в среде LS-DYNA ANSYS. Для композитных слоёв пластины была использована модель материала *MAT_COMPOSITE_FAILURE_SOLID_MODEL (*MAT_059_SOLIDS) с соответствующими свойствами. Контакт между слоями ламината был установлен с использованием контактного алгоритма *CONTACT_AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIE-BREAK, при этом задавались значения межслоевой прочности между всеми слоями композита. В контактном алгоритме учитывалось возможное расслоение слоёв. LS-DYNA вычисляет напряжения и деформации в композитном материале для определения повреждений. Модель *MAT_059_SOLIDS имеет восемь режимов разрушения. Переменные истории повреждений (DHF) показывают уровень целостности слоёв. DHF № 4 отражает расслоение между слоями. Если после удара DHF в слое равна нулю, слой считается повреждённым, значение DHF, равное 1, соответствует неповреждённому слою.

Влияния скорости удара и модуля упругости льда на повреждаемость композитной пластины

Исследована повреждаемость композитной пластины при низкоскоростном контакте с частицей града численным методом. Был проведён вычислительный эксперимент с помощью модели удара градиной о композитную панель. В качестве материала панели выступал материал Toray T800-24K/UD (табл. 2). Используются следующие обозначения: E_1, E_2, E_3 – модуль упругости в продольном направлении, в поперечном направлении и в толщинном направлении, соответственно; G_{12} – модуль сдвига в главной плоскости; ν_{12} – коэффициент Пуассона в главной плоскости; X_t, X_c, Y_t, Y_c – прочность при растяжении и сжатии в направлениях 1, 2, которые соответствуют главным направлениям в слоистом композите: направление 1 – это основное (продольное) направление, совпадающее с ориентацией армирующих волокон; направление 2 – поперечное направление (перпендикулярное волокнам), в котором композит обычно менее прочен (здесь прочность означает максимальное напряжение, которое материал может выдержать перед разрушением). Ударное воздействие осуществлялось градиной диаметром 35 мм со скоростью V .

Таблица 2. Свойства материала ламината Toray 800-24K/UD

E_1 , ГПа	E_2 , ГПа	E_3 , ГПа	G_{12} , ГПа	ν_{12}	X_t , МПа	X_c , МПа	Y_t , МПа	Y_c , МПа
170	8,6	8,6	4,37	0,34	2900	1461	50,7	207

Фактор X_1 – модуль упругости льда при одноосном сжатии. Значение модуля изменяется от 150 до 1250 МПа. Фактор X_2 – скорость удара частицы града по пластине. Значение скорости изменялось от 90 до 170 м/с. В качестве отклика Z при проведении вычислительного эксперимента определялось число повреждённых слоёв в композитной пластине после удара частицы льда. Результаты вычислительных экспериментов представлены в табл. 3.

Таблица 3. Значения модуля упругости и скорости удара градины, число разрушенных слоёв в композитной пластине после удара

№ эксперимента	Модуль упругости льда E , МПа	Скорость удара градины V , м/с	Число разрушенных слоёв
1	150	90	0
2	150	130	2
3	150	170	14
4	425	110	1
5	425	150	8
6	700	90	2
7	700	130	6
8	700	170	15
9	975	110	3
10	975	150	11
11	1250	90	2
12	1250	130	9
13	1250	170	16

Методом наименьших квадратов были определены аппроксимирующие зависимости числа разрушенных слоёв от варьируемых факторов: модуля упругости частицы льда и её скорости.

Линейная аппроксимирующая функция:

$$\tilde{Z} = 0,003506X_1 + 0,173X_2 - 18,126. \quad (1)$$

Квадратичная аппроксимирующая функция:

$$\tilde{Z} = -6,869 \cdot 10^{-7} X_1^2 + 1,745 \cdot 10^{-3} X_2^2 + 2,674 \cdot 10^{-6} X_1 X_2 + 4,121 \cdot 10^{-3} X_1 - 0,282X_2 + 9,882. \quad (2)$$

Кубическая аппроксимирующая функция:

$$\tilde{Z} = 9,36 \cdot 10^{-9} X_1^3 + 7,77 \cdot 10^{-6} X_2^3 + 7,84 \cdot 10^{-8} X_1^2 X_2 - 1,951 \cdot 10^{-6} X_1 X_2^2 - 3,14 \cdot 10^{-5} X_1^2 - 3,01 \cdot 10^{-9} X_2^2 + 3,98 \cdot 10^{-4} X_1 X_2 + 4,54 \cdot 10^{-9} X_1 - 0,21X_2 + 10,03. \quad (3)$$

На основании полученных результатов можно сделать вывод, что кубическая аппроксимация (3) демонстрирует наивысшую точность, среднеквадратичное отклонение составляет всего 0,28 (квадратичная аппроксимация 0,83 и линейная аппроксимация 2,28). Число разрушенных слоёв пластины растёт с увеличением модуля упругости и одновременным ростом скорости градины (рис. 3).

В вычислительном эксперименте максимальное число разрушенных слоёв панели равно 16, что составляет 80% от толщины пакета; в этом случае скорость градины составила 170 м/с, модуль упругости льда 1250 МПа.

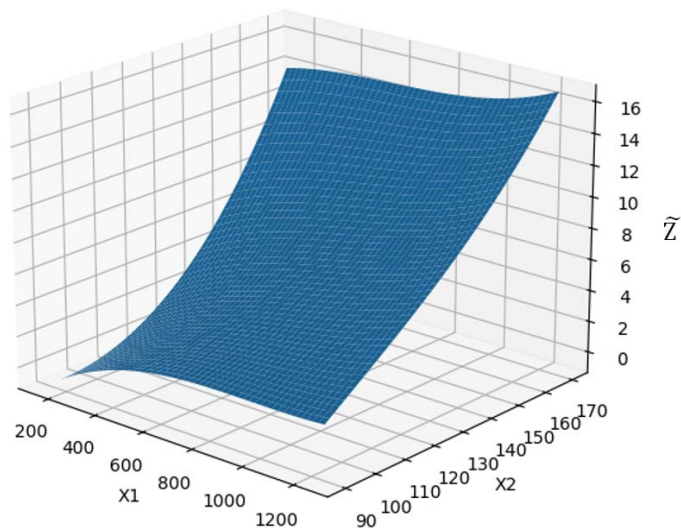


Рис. 3. Поверхность отклика числа разрушенных слоёв $\tilde{Z}$ (DHV) в зависимости от модуля упругости $E(X_1)$ и скорости градины $V(X_2)$

Количество разрушенных слоёв композитной панели сильно зависит от скорости ударника, в то время как влияние модуля упругости материала является менее значительным. Из рис. 3 видно, что взаимодействие этих факторов способствует существенному увеличению числа разрушенных слоёв композита. Стоит отметить, что при изменении скорости ударника до 130 м/с при учёте диапазона значений модуля упругости E

количество разрушенных слоёв в композите не превышает трёх. Это свидетельствует о более жёстком закреплении композитной пластины в расчётной модели по сравнению с натурным экспериментом.

Исследование расслоения обшивки крыла регионального самолёта при множественном ударе градинами

Предложена методика моделирования множественного удара частицами града по композитной панели на базе разработанной и протестированной модели одиночного низкоскоростного удара градиной по многослойной композитной панели. Принципиальная схема предлагаемой методики показана на рис. 4.

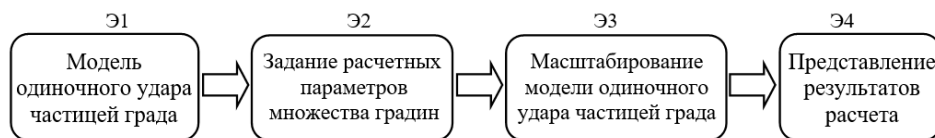


Рис. 4. Принципиальная схема методики моделирования множественного удара градиной по композитной панели

Этап Э1 включает разработку расчётной модели низкоскоростного контакта ледяной градины с композитной пластиной в среде LS-DYNA. Этап Э2 включает определение расчётных параметров отдельных частиц града в модели множественного удара по многослойной пластине. Разработанная модель позволяет проводить серию расчётных случаев множественного удара при разных механических характеристиках льда. Масштабирование модели одиночного удара частицей града по композитной панели происходит на Этапе 3. Разработан макрос на языке Python для случайной генерации координат мест удара о композитную панель и диаметра частиц с использованием нормального распределения. На Этапе 4 обрабатываются результаты численных расчётов моделью множественного удара частицами льда о композитную панель. Количественной оценкой повреждаемости пластины является число повреждённых слоёв композита после множественного удара.

Для расчёта была выбрана часть крыла регионального самолёта между двумя нервюрами, потому что наибольшее перемещение и изгибные напряжения возникают в наиболее податливой части панели. Расчётная модель состоит из многослойной обшивки размером 332×400 мм, подкреплённой нервюрами для увеличения его несущей способности. Для построения модели использовался объёмный 8-узловой конечный элемент SOLID. Обшивка состоит из 7...13 слоёв углеволокнистого материала Togaу T800 толщиной слоя 0,2 мм с укладкой $[45/-45/90/0]_n$, характеристики которого представлены в табл. 2. Нервюра крыла изготовлена из материала пенопласт ПСБ-С 50. Эти свойства получены в результате испытаний, проведённых в лаборатории Новосибирского государственного технического университета на машинах Instron 3366 и Zwich/Roel Z100. В качестве материала нервюры в LS-DYNA выбрана модель *MAT_CRUSHABLE_FOAM.

Модель композитной панели была разбита на конечные элементы размером 2×2×0,2 мм (рис. 5). Минимальный размер элемента нервюры крыла составляет 4 мм. Модель включает в себя 321997 элементов. Было рассмотрено 12 расчётных случаев последовательного воздействия града на поверхность крыла. Каждый случай включал 10 ударов градинами разного размера выбранными случайным образом. Модуль упругости материала частиц льда E составлял 400 МПа и 1 ГПа, а скорости удара градины V – 130 и 170 м/с.

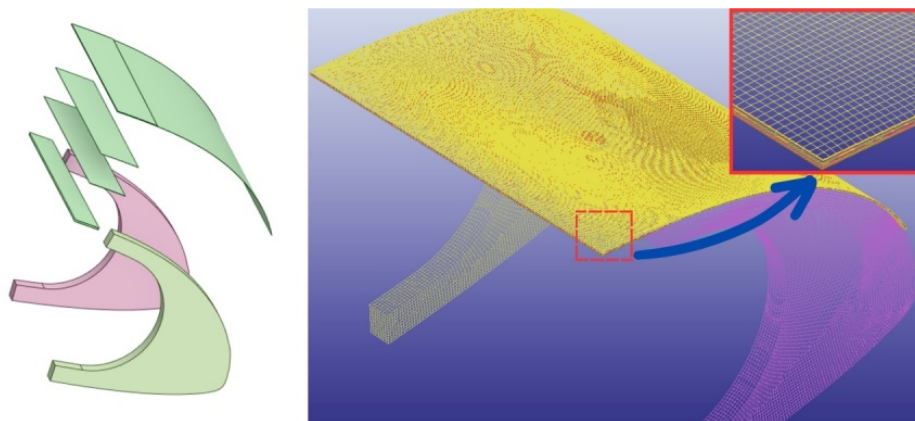


Рис. 5. Конечно-элементная модель элемента крыла регионального самолета в среде LS-DYNA

На рис. 6 представлена схема множественного удара частиц льда о композитную обшивку, которая соответствует пятому расчётному случаю (табл. 4).

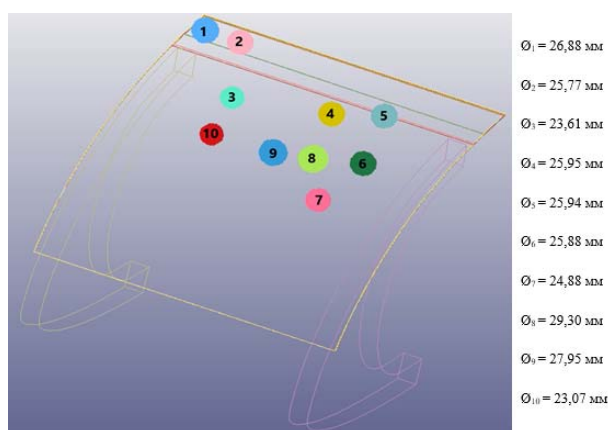


Рис. 6. Схема множественного удара в пятом расчётном случае

На рис. 7 представлена картина распространения расслоения во втором слое композитной пластины во времени при 10 ударах градинами в пятом расчётном случае.

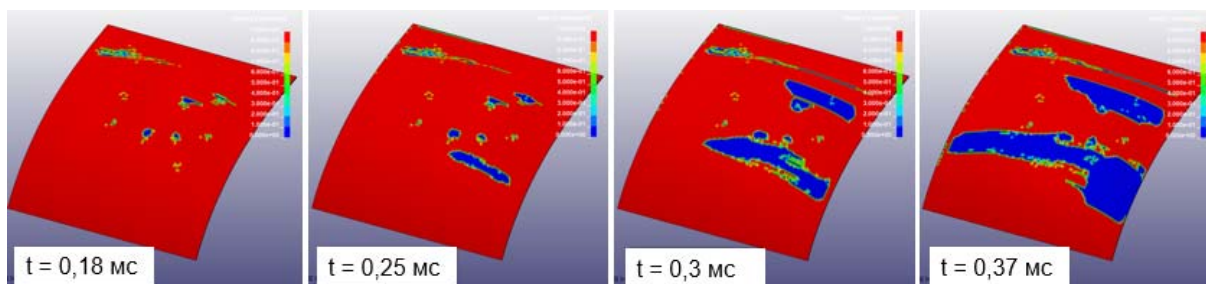


Рис. 7. Развитие расслоения во второй слой обшивки во времени

В первоначальный момент времени видны отдельные места удара льдинами диаметром более 24 мм по обшивке. Затем начинается процесс расслоения, который затрагивает зоны с множественными ударами (нижний правый угол панели и верхний левый). Эти локальные зоны объединяются в единые участки расслоения по мере развития процесса удара и разрушения самих градин. Результаты расчёта повреждаемости обшивки крыла представлены в табл. 4.

Таблица 4. Результаты расчёта повреждаемости обшивки крыла

№ расчётного случая	Ø, мм	E, МПа	V, м/с	Количество разрушенных слоёв
1	5...18	400	130	0
2	5...18	400	170	1
3	5...18	1000	130	1
4	5...18	1000	170	2
5	18...30	400	130	8
6	18...30	400	170	13
7	18...30	1000	130	8
8	18...30	1000	170	13
9	30...45	400	130	13
10	30...45	400	170	13
11	30...45	1000	130	13
12	30...45	1000	170	13

В табл. 4 представлено распространение расслоений в слоях обшивки крыла в данном расчётном случае. Зоны расслоения имеют тенденцию к более широкому распространению от мест множественного удара независимо от диаметра частиц града. Анализ результатов расчёта множественного удара градинами по участку обшивки крыла показал, что частицы льда малого диаметра (до 18 мм) не приводят к разрушению более чем двух слоёв композита. Группа частиц среднего диаметра (интервал от 18 до 30 мм) способна разрушить 8 слоёв панели при меньшей скорости и пробить всю обшивку в случае большей скорости. Частицы льда наибольшего размера (диаметр более 30 мм) разрушают все слои композитной панели крыла при любом рассмотренном сочетании модуля упругости E и скорости удара V .

Заключение

Предложенный метод моделирования многонаправленного воздействия града на композитную панель был протестирован с использованием случая повреждения переднего края области крыла самолёта при падении града на запаркованный самолёт на аэродроме. Были выявлены следующие зависимости: небольшие градины не приводят к значительным расслоениям обшивки самолёта. Увеличение диаметра градины приводит к увеличению количества разрушенных слоёв композитной панели до восьми слоёв при скорости удара 130 м/с и до тринадцати слоёв при скорости удара 170 м/с. Градины с диаметром более 30 мм проникают сквозь обшивку при любой рассматриваемой скорости. Зависимость расслоений обшивки от модуля упругости остаётся слабой, как и в тестовой задаче.

Библиографический список

1. Field P.R., Hand W., Cappelluti G., McMillan A., Foreman A., Stubbs D., Willows M. Hail threat standardisation. Final report for EASA.2008.OP.25, 2008. 133 p.
2. Abrate S. Impact on laminated composite materials // Applied Mechanics Reviews. 1991. V. 44, Iss. 4. P. 155-190. DOI: 10.1115/1.3119500
3. Abrate S. Impact on laminated composites: recent advances // Applied Mechanics Reviews. 1994. V. 47, Iss. 11. P. 517-544. DOI: 10.1115/1.3111065
4. Schoeppner G.A., Abrate S. Delamination threshold loads for low velocity impact on composite laminates // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. 2000. V. 31, Iss. 9. P. 903-915. DOI: 10.1016/S1359-835X(00)00061-0

5. Hwang W.C., Sun C.T. Failure analysis of laminated composites by using iterative three-dimensional finite element method // *Computers & Structures*. 1989. V. 33, Iss. 1. P. 41-47. DOI: 10.1016/0045-7949(89)90127-2
6. Finn S.R., Springer G.S. Delaminations in composite plates under transverse static or impact loads – A model // *Composite Structures*. 1993. V. 23, Iss. 3. P. 177-190. DOI: 10.1016/0263-8223(93)90221-B
7. Luo R.K., Green E.R., Morrison C.J. Impact damage analysis of composite plates // *International Journal of Impact Engineering*. 1999. V. 22, Iss. 4. P. 435-447. DOI: 10.1016/S0734-743X(98)00056-6
8. Krueger R., O'Brien T.K. A shell/3D modeling technique for the analysis of delaminated composite laminates // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2001. V. 32, Iss. 1. P. 25-44. DOI: 10.1016/S1359-835X(00)00133-0
9. Eason T.G., Ochoa O.O. Modeling progressive damage in composites: a shear deformable element for ABAQUS // *Composite Structures*. 1996. V. 34, Iss. 2. P. 119-128. DOI: 10.1016/0263-8223(95)00136-0
10. Barbero E.J., Reddy J.N. Modeling of delamination in composite laminates using a layer-wise plate theory // *International Journal of Solids and Structures*. 1991. V. 28, Iss. 3. P. 373-388. DOI: 10.1016/0020-7683(91)90200-Y
11. Reedy E.D., Mello F.J., Guess T.R. Modeling the initiation and growth of delaminations in composite structures // *Journal of Composite Materials*. 1997. V. 31, Iss. 8. P. 812-831. DOI: 10.1177/002199839703100804
12. Seeley C., Chattopadhyay A. Modeling of smart composite laminates including debonding – A finite element approach // *Proceedings of the 38th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference* (April, 07-10, 1997, Kissimmee, FL, U.S.A.). DOI: 10.2514/6.1997-1344
13. Zhang Y., Qian Z., Lv S., Huang W., Ren J., Fang Z., Chen X. Experimental investigation of uniaxial compressive strength of distilled water ice at different growth temperatures // *Water*. 2022. V. 14, Iss. 24. DOI: 10.3390/w14244079
14. Gingold R.A., Monaghan J.J. Smoothed particle hydrodynamics: theory and application to non-spherical stars // *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*. 1977. V. 181, Iss. 3. P. 375-389. DOI: 10.1093/mnras/181.3.375
15. Ле В.Т. Численное моделирование ударных повреждений льдом композитных панелей самолёта // *Вестник Московского авиационного института*. 2023. Т. 30, № 4. С. 120-129.
16. Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites // *Journal of Applied Mechanics*. 1980. V. 47, Iss. 2. P. 329-334. DOI: 10.1115/1.3153664

NUMERICAL MODELING OF DELAMINATION IN COMPOSITE PANEL UNDER LOW-VELOCITY CONTACT WITH HAIL

© 2025

V. T. Le Postgraduate Student of the Department of Aircraft Strength;
Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Russian Federation;
tuanleviet86@gmail.com

T. V. Burnysheva Doctor of Science (Engineering), Associate Professor;
Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Russian Federation;
tburn@mail.ru

A technique is proposed to simulate multiple impacts of hailstones on composite panels based on a developed model and testing of low-velocity hailstone impacts. Using Instron 3369 and BiSS, compression tests were conducted on ice samples frozen at temperatures of -40°C , -30°C , and -20°C , respectively. Compressive strength and volumetric density were determined for each group. The elastic modulus ranged from 154 to 1214 MPa. Statistical data processing methods were applied to determine the variability intervals and average values of the elastic modulus for each interval at a freezing temperature of -20°C . Studies on hail impact on composite panels have highlighted delamination as a major failure mode. Based on experimental results, linear, quadratic, and cubic dependencies of damage (number of delaminated layers) on the composite plate when subjected to a 35 mm diameter hailstone impact on the elastic modulus and velocity of the ice were computed. The maximum number of layers destructed is 16, which is 80% of the panel thickness at a velocity of 170 m/s, with the ice's elastic modulus being 1250 MPa. Impact velocity significantly affects the composite panels damage susceptibility, with the material's elastic modulus having a weaker effect. Experimental findings show a significant correlation between impact speed and damage extent, with larger hailstones causing deeper delamination.

Modelling delamination; SPH method; ice density; multiple impact; composite panel

Citation: Le V.T., Burnysheva T.V. Numerical modeling of delamination in composite panel under low-velocity contact with hail. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 131-142. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-131-142

References

1. Field P.R., Hand W., Cappelluti G., McMillan A., Foreman A., Stubbs D., Willows M. Hail threat standardisation. Final report for EASA.2008.OP.25, 2008. 133 p.
2. Abrate S. Impact on laminated composite materials. *Applied Mechanics Reviews*. 1991. V. 44, Iss. 4. P. 155-190. DOI: 10.1115/1.3119500
3. Abrate S. Impact on laminated composites: recent advances. *Applied Mechanics Reviews*. 1994. V. 47, Iss. 11. P. 517-544. DOI: 10.1115/1.3111065
4. Schoeppner G.A., Abrate S. Delamination threshold loads for low velocity impact on composite laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2000. V. 31, Iss. 9. P. 903-915. DOI: 10.1016/S1359-835X(00)00061-0
5. Hwang W.C., Sun C.T. Failure analysis of laminated composites by using iterative three-dimensional finite element method. *Computers & Structures*. 1989. V. 33, Iss. 1. P. 41-47. DOI: 10.1016/0045-7949(89)90127-2
6. Finn S.R., Springer G.S. Delaminations in composite plates under transverse static or impact loads – A model. *Composite Structures*. 1993. V. 23, Iss. 3. P. 177-190. DOI: 10.1016/0263-8223(93)90221-B
7. Luo R.K., Green E.R., Morrison C.J. Impact damage analysis of composite plates. *International Journal of Impact Engineering*. 1999. V. 22, Iss. 4. P. 435-447. DOI: 10.1016/S0734-743X(98)00056-6.
8. Krueger R., O'Brien T.K. A shell/3D modeling technique for the analysis of delaminated composite laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2001. V. 32, Iss. 1. P. 25-44. DOI: 10.1016/S1359-835X(00)00133-0
9. Eason T.G., Ochoa O.O. Modeling progressive damage in composites: a shear deformable element for ABAQUS. *Composite Structures*. 1996. V. 34, Iss. 2. P. 119-128. DOI: 10.1016/0263-8223(95)00136-0.
10. Barbero E.J., Reddy J.N. Modeling of delamination in composite laminates using a layer-wise plate theory. *International Journal of Solids and Structures*. 1991. V. 28, Iss. 3. P. 373-388. DOI: 10.1016/0020-7683(91)90200-Y
11. Reedy E.D., Mello F.J., Guess T.R. Modeling the initiation and growth of delaminations in composite structures. *Journal of Composite Materials*. 1997. V. 31, Iss. 8. P. 812-831. DOI: 10.1177/002199839703100804

12. Seeley C., Chattopadhyay A. Modeling of smart composite laminates including debonding – A finite element approach. *Proceedings of the 38th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (April, 07-10, 1997, Kissimmee, FL, U.S.A.)*. DOI: 10.2514/6.1997-1344
13. Zhang Y., Qian Z., Lv S., Huang W., Ren J., Fang Z., Chen X. Experimental investigation of uniaxial compressive strength of distilled water ice at different growth temperatures. *Water*. 2022. V. 14, Iss. 24. DOI: 10.3390/w14244079
14. Gingold R.A., Monaghan J.J. Smoothed particle hydrodynamics: theory and application to non-spherical stars. *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*. 1977. V. 181, Iss. 3. P. 375-389. DOI: 10.1093/mnras/181.3.375.
15. Le V.T. Numerical modeling of aircraft composite panels ice impact damages. *Aerospace MAI Journal*. 2023. V. 30, no. 4. P. 120-129. (In Russ.)
16. Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites. *Journal of Applied Mechanics*. 1980. V. 47, Iss. 2. P. 329-334. DOI: 10.1115/1.3153664

МЕХАНИЧЕСКИЕ И ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКОЙ ФОЛЬГИ ИЗ СПЛАВА АЛТЭК ДЛЯ ОБМОТОК ТРАНСФОРМАТОРА

© 2025

- А. А. Левагина** младший научный сотрудник в управлении научных исследований;
Сибирский государственный индустриальный университет, г. Новокузнецк;
levagina_aa@sibsiu.ru
- Е. В. Арышенский** доктор технических наук, PhD, главный научный сотрудник в управлении научных исследований;
Сибирский государственный индустриальный университет, г. Новокузнецк;
arishenskiy_ev@sibsiu.ru
- С. В. Коновалов** доктор технических наук, главный научный сотрудник в управлении научных исследований, проректор по научной и инновационной деятельности;
Сибирский государственный индустриальный университет, г. Новокузнецк;
kononov@ibsiu.ru
- Н. О. Короткова** кандидат технических наук, младший научный сотрудник лаборатории «Гибридные наноструктурные материалы»;
Национальный исследовательский технологический университет «МИСИС», Москва; kruglova.natalie@gmail.com
- М. С. Тептерев** кандидат технических наук, старший научный сотрудник ОНИЛ-4;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; tepterev.ms@ssau.ru
- С. А. Борминский** кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры электротехники;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; borminskiy.sa@ssau.ru

Исследовано формирование физико-механических свойств алюминиевого сплава АЛТЭК (аббр.: алюминевый, теплопрочный, экономный), принадлежащего системе Al-Cu-Mn с концентрацией меди 2% и марганца 2% при отжиге. Для этого из исследуемого сплава с помощью горячей, а потом и холодной прокатки получали фольгу толщиной 0,2 мм, которая затем подвергалась отжигу при температуре 300...500 °С. После этого исследовалась электропроводность и механические свойства фольги. Исследования показали, что сплав 2Cu2Mn сохраняет высокие механические характеристики при воздействии температур 300...400 °С благодаря термостойким частицам $Al_{20}Cu_2Mn_3$, выделяющимся в процессе горячей прокатки. Электропроводность при отжиге также значительно повышается. Наилучшие результаты достигаются при режиме отжига 400 °С, 3 часа: $\sigma_g = 288,7$ МПа при максимальном значении электропроводности 29,6 МСм/м.

Алюминевые сплавы; электротехника; трансформаторы; фольга; механические свойства; электропроводность; АЛТЭК

Цитирование: Левагина А.А., Арышенский Е.В., Коновалов С.В., Короткова Н.О., Тептерев М.С., Борминский С.А. Механические и электрические свойства электротехнической фольги из сплава АЛТЭК для обмоток трансформатора // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 143-152. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-143-152

Введение

В 2024 году наблюдался рост потребления электроэнергии¹, что увеличивает нагрузку на системы распределения и требует повышения эффективности трансформаторов. Длительное воздействие электрического тока и высоких температур снижает проводимость проводников [1], что приводит к дополнительным тепловым потерям и

¹ Николай Шульгинов: «В прошедшем осенне-зимнем сезоне электропотребление выросло на 3,5%». <https://minenergo.gov.ru/press-center/news-and-events?news-item=nikolay-shulginov-v-proshedshem-osenne-zimnem-sezone-elektropotreblenie-vyroslo-na-3-5->

уменьшению коэффициента полезного действия. Проводниковый материал трансформатора представлен витками проводов или фольгой, насаженными на стержни сердечника.

В качестве исходного материала используется медная (М1, М2) или алюминиевая фольга (алюминий с гарантированными электрическими свойствами типа АЕ; алюминий технической чистоты: А5, А7 и иностранные марки 1050, 1350) толщиной 0,02...0,2 мм. Также используется лента 0,22...2,0 мм с высокой проводимостью [2 – 4]. К материалу выдвигается несколько технических требований: удельное электрическое сопротивление не более 0,01784 Ом·м для медного проводника и не более 0,029 Ом·м для алюминиевого, а также достаточная прочность, чтобы выдерживать механические силы, возникающие в результате взаимодействия тока с магнитным полем [2].

Согласно прогнозам², к 2025 году цены на медь могут вырасти более чем на 75%, что требует поиска новых материалов для электротехнической промышленности. Чистый алюминий и его сплавы являются более дешевыми альтернативами меди, однако они имеют более высокое удельное сопротивление и худшие механические свойства. Разработка новых легированных алюминиевых сплавов может обеспечить необходимые характеристики, сохраняя при этом электрические свойства чистого алюминия.

Одними из таких материалов являются разработанные профессором Беловым Н.А. [5 – 13] сплавы Al-Cu-Mn с содержанием меди до 3% (сплавы АЛТЭК, аббр.: алюминиевый, теплопрочный, экономный), обладающие повышенной прочностью, термостойкостью и удовлетворительной электропроводностью без необходимости проведения закалки и гомогенизации. Предполагается, что уникальный набор свойств позволит использовать данные сплавы в электротехнической промышленности для производства проводов для воздушных линий передач и проводящей фольги (ленты) для обмотки трансформаторов.

Литые образцы из сплавов АЛТЭК имеют двухфазную равновесную структуру [11], что объясняет отсутствие операции гомогенизационного отжига в технологии изготовления. Кроме того, сплавы АЛТЭК демонстрируют высокую обрабатываемость при прокатке, не требуя предварительной обработки, что делает их пригодными для процессов холодной прокатки со значительными показателями обжатия [5]. После отжига при 400 °С эти сплавы образуют мелкодисперсные частицы $Al_{20}Cu_2Mn_3$ размером 100...500 нм, затрудняющие процессы полигонизации и рекристаллизации.

Проводимые исследования направлены на изучение фазового состава (в литом состоянии и после заключительных отжигов), а также влияния концентрации меди, марганца и температур отжига на механические свойства (в частности, твердость) и электропроводность. Большинство исследований посвящено изучению свойств холоднокатаных листов толщиной 0,5 мм и 2 мм. Есть также работы, в которых приведены свойства прутков диаметром 9 мм и проволок диаметрами 0,5 мм и 1 мм [8; 11]. В то же время отсутствуют исследования, посвященные формированию физико-механических свойств при производстве фольги из сплавов АЛТЭК. Данная работа посвящена решению этого вопроса.

Методика эксперимента

Для исследования сплава, химический состав которого представлен в табл. 1, в стальной кокиль размером 40×120×450 мм со скоростью охлаждения 2 °С/с был отлит слиток системы АЛТЭК. Для приготовления расплава использовался алюминий марки А85Si, медь М1, таблетки Mn90. Для плавки использовалась печь марки Xtoki. После

² Lee Y.Sh. Copper could skyrocket over 75% to record highs by 2025 – brace for deficits, analysts say.
<https://www.cnn.com/2024/01/03/copper-appears-set-to-rally-more-than-75percent-by-2025-analysts-say.html>

этого слиток был подвергнут механической обработке и деформации на прокатном стане DIMA 300 в диапазоне температур горячей прокатки от 380 до 420°C, в результате чего его толщина уменьшилась до 2 мм, что соответствует обжатию 93%. Холодная прокатка проводилась на том же стане до толщины 1 мм (обжатие 50%) и далее до 0,2 мм (обжатие 50%). Промежуточный отжиг выполнялся в муфельной печи THERM CONCEPT KM 70/06/A при температуре 350°C в течение 30 минут.

Таблица 1. Химический состав модельного сплава

Концентрации легирующих элементов, %				
Cu	Mn	Fe	Si	Al
2,01	2,06	0,07	0,04	95,82

Для измерения удельной электрической проводимости фольги толщиной 0,2 мм в зависимости от температуры отжига использовался мультиметр МУ68, подключенный к источнику питания MAISHENG MS3010D-MS002 (30 В, 10 А). Показания напряжения источника постоянного тока U ($I = 10$ А, погрешность измерения $\pm 0,7\%$) фиксировались, затем определялись сопротивление материала r , Ом и электропроводность σ_3 МСм/м по формулам:

$$r = \frac{U}{I}, \quad (1)$$

$$\sigma_3 = \frac{x}{r A}, \quad (2)$$

где A – площадь поперечного сечения образца, мм²; x – расстояние между клеммами, м.

Для определения механических свойств при комнатной температуре методом одноосного растяжения в соответствии с ISO 6892-1 использовалась универсальная испытательная машина Zwick / Roell Z050. Расчёты предела текучести, предела прочности и относительного удлинения выполнялись на основании результатов испытаний согласно ГОСТ 1497-84 и ГОСТ 11150-84.

В ходе исследования была проанализирована зёрнистая структура и микроструктура сплавов, включая её состав, размеры и формы, в процессе деформационной обработки. Для наблюдения зёрнистой структуры образцов использовался оптический микроскоп Axiovert-40 MAT компании Carl Zeiss (Германия). Для определения химического состава интерметаллидных фаз применялся энергодисперсный спектрометр (EDS) от OXFORD INSTRUMENTS с точностью измерений до 0,01%.

Результаты и обсуждение

Было определено, что в холоднокатаном состоянии значение электропроводности наименьшее и равно 14,6 МСм/м, поскольку легирующие элементы еще растворены в твёрдом растворе (рис. 1).

Повышение электропроводности, обусловленное распадом твёрдого раствора и снижением плотности дефектов [7], фиксируется в температурном диапазоне от 300 до 400°C, при этом достигается пик значений 29,6 МСм/м. В дальнейшем наблюдается снижение этой характеристики до 24,4 МСм/м, что может быть связано с процессом растворения Al₂Cu [7] (рис. 1).

На рис. 2 приведены полученные результаты изменения механических свойств в процессе отжига.

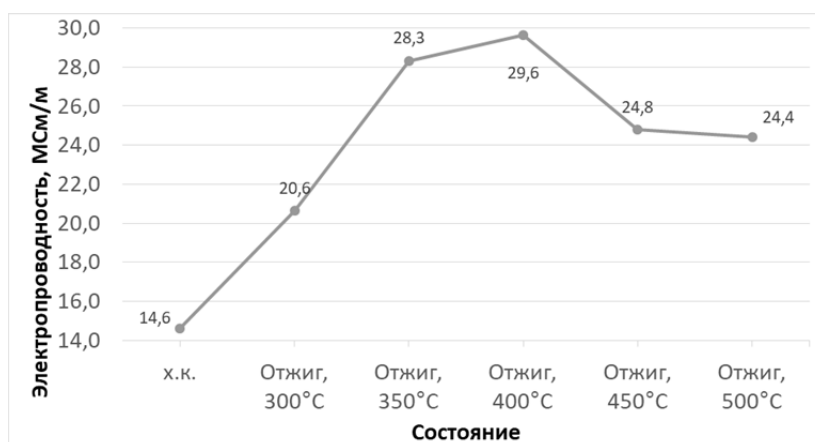


Рис. 1. Изменение электропроводности в зависимости от температуры отжига

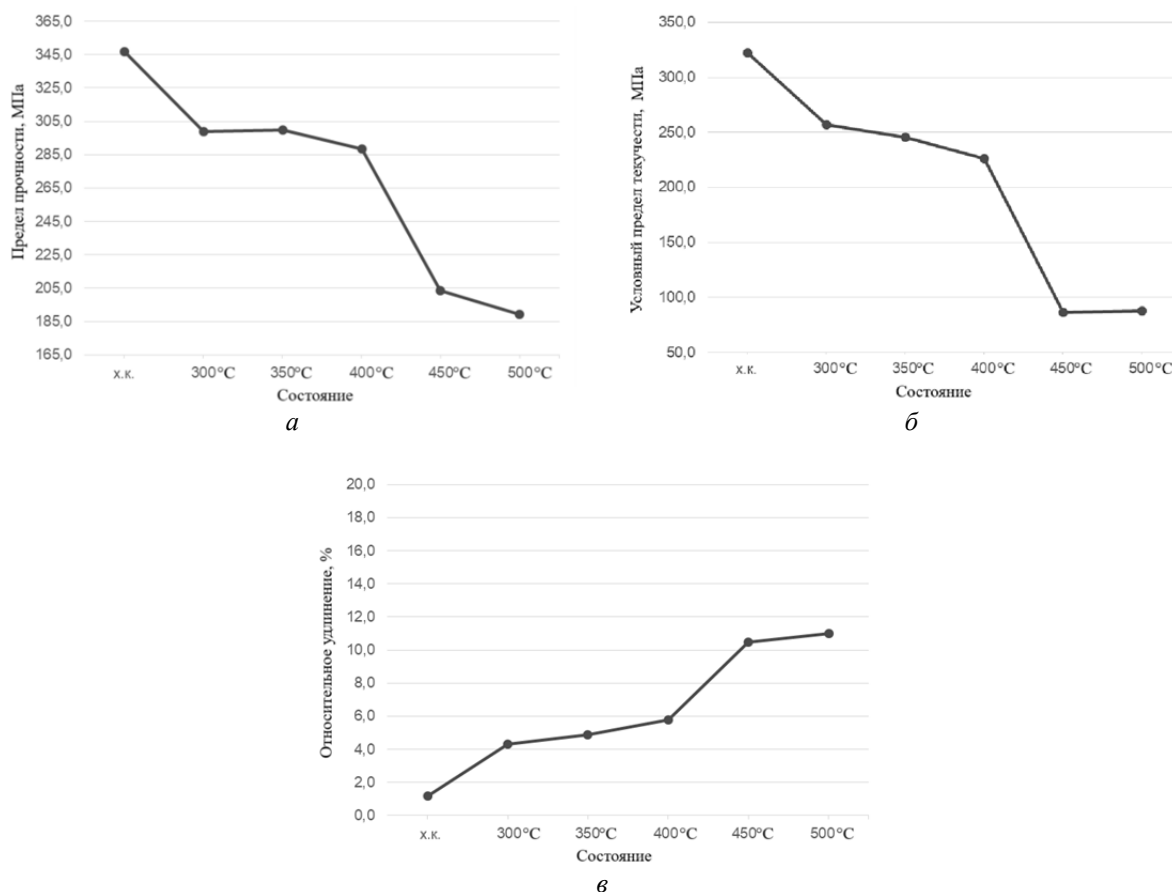


Рис. 2. Изменение механических свойств прокатанных листов толщиной 0,2 мм в зависимости от температуры отжига:

а – предел прочности, МПа; б – условный предел текучести, МПа; в – относительное удлинение, %

Предел прочности фольги в холоднокатаном состоянии составляет 346,7 МПа. На рис. 2 видно, что предел прочности при отжиге 300°C снижается на 47,7 МПа по сравнению с холоднокатанным состоянием. При дальнейшем повышении температуры отжига до 400°C прочность снижается незначительно, а именно на 11,3 МПа. При температурах отжига 400...500°C предел прочности снижается до 189 МПа.

Условный предел текучести имеет схожую зависимость: в холоднокатаном состоянии он имеет значение 322 МПа, снижаясь на 65 МПа после воздействия отжига 300°C, что также связано с уменьшением плотности дислокаций и устранением остаточных напряжений. В диапазоне температур отжига 300...400°C наблюдается относительная стабильность характеристики: уменьшение составило 12%. При температурах отжига 400...450°C величина снижается до 86 МПа. Далее условный предел текучести незначительно повышается на 1,3 МПа. Относительное удлинение имеет обратную зависимость, увеличиваясь на всех этапах обработки с 1,17% до 11%. Микроструктура образцов первой плавки после отжигов представлена на рис. 3.

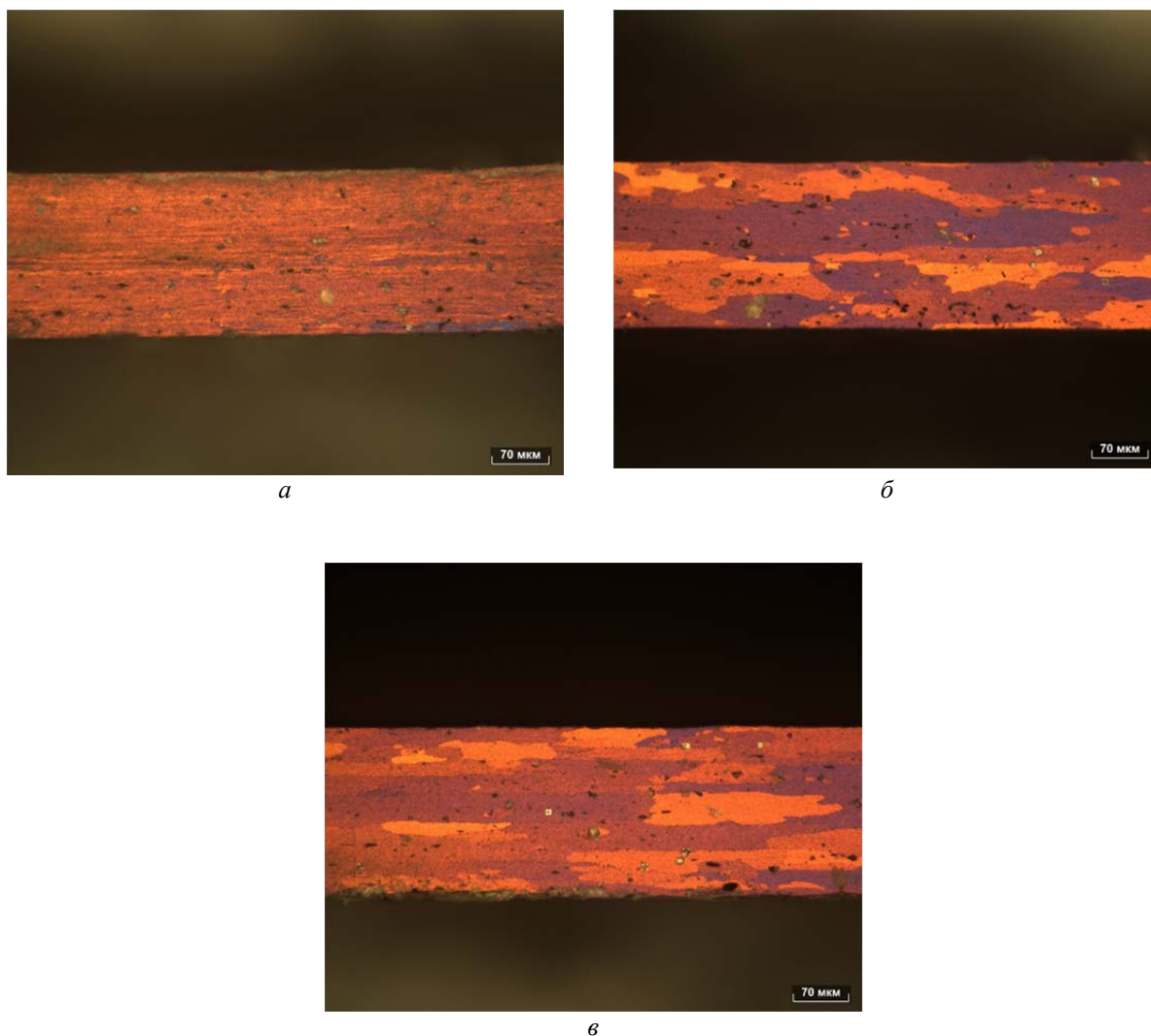


Рис. 3. Микроструктура образцов первой плавки после отжигов (3 часа):
а – 400°C; б – 450°C; в – 500°C

При температурах до 400°C зёрненная структура образцов не рекристаллизованная, деформированная, вытянутая в направлении прокатки. При температуре отжига 450°C происходит рекристаллизация, при этом средний размер образовавшихся в ходе неё зёрен составляет около 220,3 мкм. Средний размер зерен при температуре отжига 500°C уменьшается и составляет около 185 мкм.

Необходимо отметить, что механические свойства исследуемой фольги во многом определяются процессами, происходящими с интерметаллидными частицами. В про-

цессе горячей прокатки, которая предшествует холодной, образуются термостабильные частицы $\text{Al}_{20}\text{Cu}_2\text{Mn}_3$ [9], при дальнейших отжигах при 300...350°C растворяются крупные интерметаллиды Al_2Cu . После холодной деформации лента нагартовывается и повышает свои механические свойства за счёт деформационного упрочнения. В процессе нагрева частицы $\text{Al}_{20}\text{Cu}_2\text{Mn}_3$ предотвращают процессы рекристаллизации и полигонизации до режимов отжига 400°C, что подтверждается результатами оптической микроскопии. Кроме того, при данных температурах происходит рост электропроводности, что также связано с выделением марганецсодержащих частиц из пересыщенного твердого раствора.

Однако при температуре 400°C вторичные выделения фазы $\text{Al}_{20}\text{Cu}_2\text{Mn}_3$ начинают коагулировать и больше не могут сдерживать процессы полигонизации и рекристаллизации, поэтому наблюдается снижение прочностных свойств фольги. Электропроводность также падает, что может быть связано с растворением интерметаллидов типа Al_2Cu .

Согласно имеющимся данным [7; 10], сплавы АЛТЭК с содержанием меди 2% и марганца 1,5...2% сохраняют прочность при режимах отжига от 300...350°C, 3 часа. При температуре отжига 400°C предел прочности незначительно снижается, что согласуется с данными, полученными в настоящей работе.

В работе [6] исследуется аналогичный состав сплава 2Cu2Mn, обработанный только холодной прокаткой до толщины 0,5 мм. Так, в холоднокатаном состоянии предел прочности составляет 371 МПа, после отжига при температуре 400°C в течение трёх часов 277 МПа. В [13] образец состава 2Cu1,5Mn обрабатывали как горячей прокаткой, так и холодной. При этом предел прочности в тех же состояниях – 345 и 304 МПа. Уменьшение предела прочности после отжига 400°C по сравнению с холоднокатаным состоянием для составов 2Cu2Mn и 2Cu1,5Mn, исследованных в работах [6] и [13], составило 25,3% и 11,9% соответственно. В то время для сплава, изучаемого в данной работе, 16,8%.

Удельная электропроводность сплавов, содержащих 2% Mn и от 0 до 3% Cu, в исследовании [7] начинает повышаться при 300°C, достигая максимума при режиме отжига 400°C в 28,6 МСм/м, снижаясь при 500°C. В данной работе график изменения электропроводности имеет схожую зависимость, при этом максимальное значение составило 29,6 МСм/м. В [6] идентичный холоднообработанный состав достигает максимума электропроводности при температуре отжига 400°C в 27 МСм/м. Другая перспективная вариация базового сплава АЛТЭК 1,5Cu1,5Mn [10] демонстрирует значительное увеличение электропроводности до 28 МСм/м при отжиге 450°C. Более высокие значения электропроводности изготовленного сплава можно объяснить более высокой степенью его нагартованности по сравнению с образцами в других исследованиях [6; 7; 10]: в данном случае деформация без промежуточных отжигов происходила в диапазоне толщин 0,2...2,0 мм, в то время как в других исследованиях – в диапазоне 2,0...10,0 мм. Более нагартованное изделие характеризуется большим количеством дислокаций, а значит большим количеством участков для образования интерметаллидных частиц.

Заключение

Таким образом, разработан термостойкий сплав системы АЛТЭК, не требующий гомогенизации. По сравнению со сплавами, применяемыми в электротехнике, новый сплав обладает меньшей электропроводностью. Так, электротехническая фольга А0 имеет электропроводность не менее 34,5 МСм/м, что больше УЭП изучаемого сплава

на 4,9 МСм/м. Однако прочностные характеристики промышленных сплавов гораздо ниже, в диапазоне 40...95 МПа, что в 7,2...3,2 раз меньше прочности сплава АЛТЭК (отжиг 400°C, 3 ч).

В холоднокатаном состоянии электропроводность фольги имеет минимальное значение 14,6 МСм/м. В процессе термической обработки электропроводность увеличилась до 29,6 МСм/м. Предел прочности сплава в холоднокатаном состоянии составил 346,7 МПа и снизился при отжиге 300°C до 299 МПа. При этом значения предела прочности оставались стабильными в диапазоне отжигов 300...400°C, что свидетельствует о термостабильности данного состава. При температуре отжига 450°C произошла рекристаллизация, что привело к снижению прочностных характеристик и электропроводности. Основой высоких прочностных свойств являются мелкодисперсные частицы типа $Al_{20}Cu_2Mn_3$, сформировавшиеся при горячей прокатке, которые подавляют процессы полигонизации и рекристаллизации. При отжиге после холодной прокатки происходит дальнейшее формирование частиц типа $Al_{20}Cu_2Mn_3$, что сопровождается повышением электропроводности данного сплава.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 24-19-00064, <https://rscf.ru/project/24-19-00064/>

Библиографический список

1. Протацкая А.А., Вагапов А.Р., Искандаров Р.О. Сравнение сухих и масляных трансформаторов // Наука среди нас. 2018. № 1 (5). С. 114-118.
2. Герасимова Л.С., Дейнега И.А., Пшеничный Г.И., Чечелюк Я.З. Технология и механизация производства обмоток и изоляции силовых трансформаторов. М.: Энергия, 1979. 336 с.
3. ГОСТ 13726-97. Ленты из алюминия и алюминиевых сплавов. Технические условия. М.: Стандартинформ, 2005. 23 с.
4. ГОСТ 618-2014. Фольга алюминиевая для технических целей. Технические условия. М.: Стандартинформ, 2015. 15 с.
5. Короткова Н.О., Шуркин П.К., Черкасов С.О., Аксенов А.А., Финогеев А.С. Влияние концентрации меди и температуры отжига на структуру и механические свойства слитков и холоднокатаных листов сплава Al-2%Mn // Известия высших учебных заведений. Цветная металлургия. 2022. Т. 28, № 1. С. 67-78. DOI: 10.17073/0021-3438-2022-1-67-78
6. Belov N.A., Akopyan T.K., Shurkin P.K., Korotkova N.O. Comparative analysis of structure evolution and thermal stability of commercial AA2219 and model Al-2 wt% Mn-2 wt% Cu cold rolled alloys // Journal of Alloys and Compounds. 2021. V. 864. DOI: 10.1016/j.jallcom.2021.158823
7. Белов Н.А., Короткова Н.О., Шуркин П.К., Аксенов А.А. Обоснование концентрации меди в термостойких деформируемых алюминиевых сплавах, содержащих 2 мас. % Mn // Физика металлов и металловедение. 2020. Т. 121, № 12. С. 1315-1323. DOI: 10.31857/S0015323020120037
8. Belov N.A., Korotkova N.O., Akopyan T.K., Pesin A.M. Phase composition and mechanical properties of Al-1.5% Cu-1.5% Mn-0.35% Zr (Fe, Si) wire alloy // Journal of Alloys and Compounds. 2019. V. 782. P. 735-746. DOI: 10.1016/j.jallcom.2018.12.240
9. Belov N., Akopyan T., Tsydenov K., Cherkasov S., Avxentieva N. Effect of Fe-bearing phases on the mechanical properties and fracture mechanism of Al-2wt.% Cu-1.5

wt.% Mn (Mg, Zn) non-heat treatable sheet alloy // *Metals*. 2023. V. 13, Iss. 11. DOI: 10.3390/met13111911

10. Belov N., Korotkova N., Akopyan T., Tsydenov K. Simultaneous increase of electrical conductivity and hardness of Al-1.5 wt.% Mn alloy by addition of 1.5 wt.% Cu and 0.5 wt.% Zr // *Metals*. 2019. V. 9, Iss. 12. DOI: 10.3390/met9121246

11. Белов Н.А. Обоснование состава и структуры деформируемых сплавов на базе системы Al-Cu-Mn (Zr), не требующих гомогенизации и закалки // Сборник трудов Международной научно-технической конференции «МашТех 2022. Инновационные технологии, оборудование и материальные заготовки в машиностроении» (24-26 мая 2022 г., Москва). М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022. С. 10-13.

12. Belov N.A., Akopyan T.K., Korotkova N.O., Timofeev V.N., Shurkin P.K. Effect of cold rolling and annealing temperature on structure, hardness and electrical conductivity of rapidly solidified alloy of Al-Cu-Mn-Zr system // *Materials Letters*. 2021. V. 300. DOI: 10.1016/j.matlet.2021.130199

13. Belov N., Akopyan T., Tsydenov K., Letyagin N., Fortuna A. Structure evolution and mechanical properties of sheet Al-2Cu-1.5 Mn-1Mg-1Zn (wt.%) alloy designed for Al₂₀Cu₂Mn₃ disperoids // *Metals*. 2023. V. 13, Iss. 8. DOI: 10.3390/met13081442

MECHANICAL AND ELECTRICAL PROPERTIES OF ALTEK ALLOY ELECTRICAL FOIL FOR TRANSFORMER WINDINGS

© 2025

- | | |
|--------------------------|---|
| A. A. Levagina | Junior Researcher;
Siberian State Industrial University, Novokuznetsk, Russian Federation;
levagina_aa@sibsiu.ru |
| E. V. Aryshenskii | Doctor of Science (Engineering), PhD, Chief Researcher, Research Department;
Siberian State Industrial University, Novokuznetsk, Russian Federation;
arishenskiy_ev@sibsiu.ru |
| S. V. Konovalov | Doctor of Science (Engineering), Chief Scientific Officer of the Research
Department; Vice-Rector for Scientific and Innovative Activities;
Siberian State Industrial University, Novokuznetsk, Russian Federation;
konovalov@sibsiu.ru |
| N. O. Korotkova | Candidate of Science (Engineering), Junior Researcher, Laboratory of Hybrid
Nano-structured Materials;
MISIS National Research Technological University, Moscow, Russian Federation;
kruglova.natalie@gmail.com |
| M. S. Tepterev | Candidate of Science (Engineering), Senior Researcher, ONIL-4;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
tepterev.ms@ssau.ru |
| S. A. Borminsky | Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Associate Professor
of the Department of Electrical Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
borminskiy.sa@ssau.ru |

The formation of physical and mechanical properties of the aluminum alloy ALTEK (aluminum, heat-resistant, economical, abbreviated: ALTEK), belonging to the Al-Cu-Mn system with a copper concentration of 2% and manganese of 2% during annealing was studied. For this purpose, a 0.2 mm thick foil was obtained from the studied alloy using hot and then cold rolling, which was then annealed at a temperature of 300...500°C. After that, the electrical conductivity and mechanical properties of the foil were studied. The studies showed that the 2Cu2Mn alloy retains high mechanical characteristics when exposed to temperatures of 300...400°C due to heat-resistant particles of Al₂₀Cu₂Mn₃ released during hot rolling. Electrical conductivity during annealing also increases significantly. The best

results are achieved with the annealing mode of 400°C, 3 h: $\sigma_{\text{н}} = 288.7$ MPa with a maximum electrical conductivity value of 29.6 MSm/m.

Aluminum alloys; electrical engineering; transformers; foil; mechanical properties; electrical conductivity; ALTEK

Citation: Levagina A.A., Aryshenskii E.V., Konovalov S.V., Korotkova N.O., Tepterev M.S., Borminsky S.A. Mechanical and electrical properties of ALTEK alloy electrical foil for transformer windings. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 143-152. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-143-152

References

1. Protatskaya A.A., Vagapov A.R., Iskandarov R.O. Comparison of dry and oil transformers. *Nauka Sredi Nas*. 2018. No. 1 (5). P. 114-118. (In Russ.)
2. Gerasimova L.S., Deynega I.A., Pshenichnyy G.I., Chechelyuk Ya.Z. *Tekhnologiya i mekhanizatsiya proizvodstva obmotok i izolyatsii silovyykh transformatorov* [Technology and mechanization of production of windings and insulation of power transformers]. Moscow: Energiya Publ., 1979. 336 p.
3. GOST 13726-97. Aluminium and aluminium alloys strips. Specifications. Moscow: Standartinform Publ., 2015. 23 p. (In Russ.)
4. GOST 618-2014. Aluminium foil for technical purposes. Specifications. Moscow: Standartinform Publ., 2015. 15 p. (In Russ.)
5. Korotkova N.O., Shurkin P.K., Cherkasov S.O., Aksenov A.A. Effect of copper concentration and annealing temperature on the structure and mechanical properties of ingots and cold-rolled sheets of Al-2% Mn alloy. *Russian Journal of Non-Ferrous Metals*. 2022. V. 63, Iss. 2. P. 190-200. DOI: 10.3103/S1067821222020080
6. Belov N.A., Akopyan T.K., Shurkin P.K., Korotkova N.O. Comparative analysis of structure evolution and thermal stability of commercial AA2219 and model Al-2 wt% Mn-2 wt% Cu cold rolled alloys. *Journal of Alloys and Compounds*. 2021. V. 864. DOI: 10.1016/j.jallcom.2021.158823
7. Belov N.A., Korotkova N.O., Shurkin P.K., Aksenov A.A. Substantiation of the copper concentration in thermally stable wrought aluminum alloys containing 2 WT % of Mn. *Physics of Metals and Metallography*. 2020. V. 121, Iss. 12. P. 1211-1219. DOI: 10.1134/S0031918X20120030
8. Belov N.A., Korotkova N.O., Akopyan T.K., Pesin A.M. Phase composition and mechanical properties of Al-1.5% Cu-1.5% Mn-0.35% Zr (Fe, Si) wire alloy. *Journal of Alloys and Compounds*. 2019. V. 782. P. 735-746. DOI: 10.1016/j.jallcom.2018.12.240
9. Belov N., Akopyan T., Tsydenov K., Cherkasov S., Avxentieva N. Effect of Fe-bearing phases on the mechanical properties and fracture mechanism of Al-2wt.% Cu-1.5wt.% Mn (Mg, Zn) non-heat treatable sheet alloy. *Metals*. 2023. V. 13, Iss. 11. DOI: 10.3390/met13111911
10. Belov N., Korotkova, N., Akopyan, T., Tsydenov, K. Simultaneous increase of electrical conductivity and hardness of Al-1.5 wt.% Mn alloy by addition of 1.5 wt.% Cu and 0.5 wt.% Zr. *Metals*. 2019. V. 9, Iss. 12. DOI: 10.3390/met9121246
11. Belov N.A. Substantiation of the composition and structure of deformable alloys based on the Al-Cu-Mn (Zr) system that do not require homogenization and quenching. *Proceedings of the International Conference «MashTech 2022. Innovative Technologies, Equipment and Materials for Blanking Productions in Mechanical Engineering» (May, 24-26, 2022, Moscow)*. Moscow: BMSTU Publ., 2022. P. 10-13. (In Russ.)
12. Belov N.A., Akopyan T.K., Korotkova N.O., Timofeev V.N., Shurkin P.K. Effect of cold rolling and annealing temperature on structure, hardness and electrical conductivity of

rapidly solidified alloy of Al-Cu-Mn-Zr system. *Materials Letters*. 2021. V. 300. DOI: 10.1016/j.matlet.2021.130199

13. Belov N., Akopyan T., Tsydenov K., Letyagin N., Fortuna A. Structure evolution and mechanical properties of sheet Al-2Cu-1.5 Mn-1Mg-1Zn (wt.%) alloy designed for Al₂₀Cu₂Mn₃ disperoids. *Metals*. 2023. V. 13, Iss. 8. DOI: 10.3390/met13081442

СОЗДАНИЕ КВАЗИЛИНЕЙНОЙ МОДЕЛИ УПРУГО-ДЕМПФЕРНОЙ ОПОРЫ РОТОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2025

А. Г. Терешко

главный специалист по прочностным испытаниям, начальник отдела;
Опытно-конструкторское бюро имени А. Люльки, Москва;
tereshko.ag@yandex.ru

М. К. Леонтьев

доктор технических наук, профессор кафедры 203 «Конструкция
и проектирование двигателей»;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский
университет);
lemk@alfatran.com

Рассматривается вопрос определения критических частот вращения роторов и вибрационных характеристик перспективного газотурбинного двигателя, содержащего в составе компрессора низкого давления упруго-демпферную опору новой конструкции, обладающую нелинейными характеристиками жёсткости и коэффициентов демпфирования. Задача решается путём добавления в динамическую расчётную модель, созданную в программной системе DYNAMICS R4, квазилинейного элемента, параметры которого изменяют своё значение в зависимости от частоты вращения ротора низкого давления. Значения жёсткости и коэффициентов демпфирования получены по результатам анализа запусков двигателя и построения экспериментальных амплитудно-частотных характеристик. Представленная методика позволяет построить квазилинейную модель опоры ротора и приблизить результаты моделирования к экспериментальным, что позволит в дальнейшем использовать полученную модель роторной системы для последующих расчётов и динамической доводки двигателя.

Авиационный газотурбинный двигатель; роторная динамика; упруго-демпферная опора ротора; верификация модели; программная система DYNAMICS R4

Цитирование: Терешко А.Г., Леонтьев М.К. Создание квазилинейной модели упруго-демпферной опоры ротора газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 153-163. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-153-163

Введение

Задача анализа динамических характеристик вращающихся конструкций (роторная динамика), в частности, расчёт собственных частот и критических скоростей вращения роторов, – одна из наиболее важных при проектировании и доводке турбомашин в целом и авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) в частности [1 – 3]. Значения критических частот вращения и формы колебаний зависят от упруго-инерционных характеристик динамической системы ротора. Изменяя эти характеристики, можно управлять спектром частот, т.е. проводить частотную отстройку ротора от опасных режимов. Распределение энергий показывает, изменение какой части конструкции позволяет эффективно управлять её динамическими свойствами. Включение в опору упругих втулок («беличьих колёс») или упругих колец (колец Аллисона) позволяет полностью перестроить динамические характеристики роторной системы, выводя роторные формы (изгибные формы колебаний) из рабочего диапазона и оставив в рабочем диапазоне в основном формы совместных колебаний либо опорные формы колебаний роторов [4 – 6].

Упругие кольца используются как с целью обеспечения заданных жёсткостных характеристик опоры, так и для организации демпфирующей полости. В последнем случае они устанавливаются в сочетании с упругими втулками, передающими осевые и радиальные силы со стороны ротора. Опоры с упругим кольцом применяются, как правило, для двигателей, установленных на самолётах, подвергающихся большому эво-

люционным перегрузкам, и расчёт их характеристик также является актуальной задачей [7; 8].

Разработка методов расчёта упруго-демпферных опор с гидродинамическими демпферами (дроссельные демпферы) с упругими кольцами является нетривиальной задачей, требующей учёта целого комплекса факторов [9]. При этом зачастую расчёт каждой отдельно взятой конструкции является самостоятельной задачей, решить которую аналитическими или численными методами на этапе проектирования не представляется возможным. Окончательная разработка методики создания динамической модели такой опоры возможна только на этапе доводки двигателя по результатам анализа экспериментальных данных ввиду того, что демпфирующие характеристики таких опор нелинейные. Их определение является достаточно трудоёмкой задачей, требующей проведения большого количества испытаний. Однако такая работа даёт возможность уточнить динамические характеристики опор по режимам, и в конечном счёте получить более реальные динамические характеристики двигателя в целом [10]. Это позволяет в дальнейшем выдать рекомендации по изменению конструкции с целью приведения динамических характеристик роторной группы ГТД к требуемым по нормативной документации, что обеспечит заданный уровень вибраций и необходимый по техническому заданию ресурс двигателя [11].

Конструкция и расчётная модель

В представленной работе рассматривается вопрос определения нелинейных характеристик упруго-демпферной опоры (УДО) компрессора низкого давления (КНД) перспективного авиационного ГТД разработки ОКБ им. А. Люльки, являющегося дальнейшим развитием серийного двигателя АЛ-41Ф-1С (рис. 1). Во вновь разработанном двигателе в передней опоре КНД жёсткость определяется характеристиками упругого кольца, установленного в замкнутую масляную полость, образующую дроссельный демпфер [12]. Демпфирование в опоре также определяется перетеканием масла через отверстия и боковые зазоры в упругом кольце, в отличие от изделия-прототипа, где жёсткость опоры определяется упругой втулкой типа «беличье колесо», а за демпфирование колебаний отвечает гидравлическая часть демпфера с установленным в него упругим кольцом, причём жёсткость этого кольца на порядок меньше жёсткости упругой втулки.

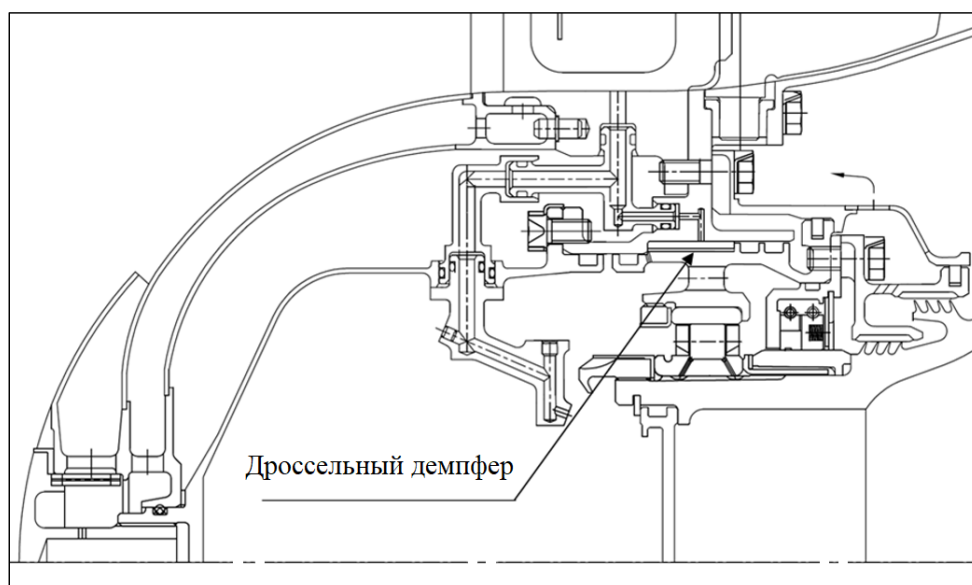


Рис. 1. Компоновка передней опоры ротора компрессора низкого давления перспективного газотурбинного двигателя с упругим кольцом

Все исследования динамических характеристик перспективного ГТД проводились с использованием программной системы DYNAMICS R4. Динамическая модель строилась с помощью типовых элементов – балок, оболочек, дисков, точечных масс (рис. 2). Расчёт критических частот вращения проводился с учётом теплового состояния. Полученные в результате расчёта значения критических частот вращения роторов $N_{кр}$ представлены в табл. 1.

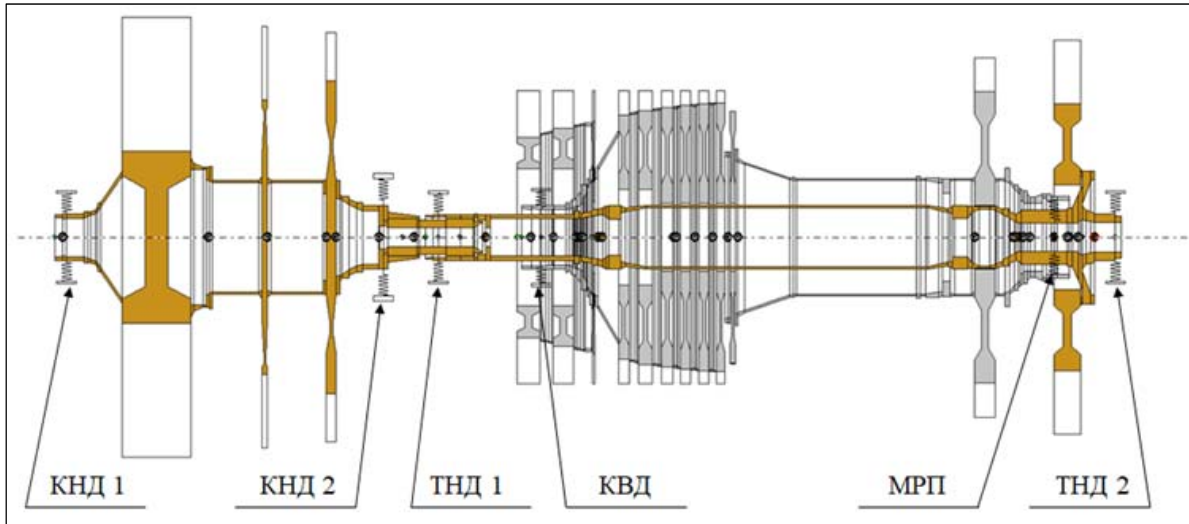


Рис. 2. Динамическая модель роторной системы перспективного газотурбинного двигателя

Таблица 1. Значения критических частот вращения роторов (прямая прецессия)

$N_{кр}$	Значение, об/мин	Значение, Гц	Форма колебаний
$N_{1кр}$	2564	42,7	опорная, на резонансе задней опоры турбины низкого давления (ТНД 2)
$N_{2кр}$	2958	49,3	крутильная по ротору низкого давления
$N_{3кр}$	5836	97,3	опорная, на резонансе опоры компрессора высокого давления
$N_{4кр}$	6410	106,8	опорная, на резонансе передней опоры КНД (КНД 1)
$N_{5кр}$	15291	254,9	вальная, первая изгибная форма колебаний ротора низкого давления

Ввиду отличий перспективного ГТД от двигателя-прототипа, связанных в основном с конструкцией КНД, более подробно были рассмотрены амплитудно-частотные характеристики (АЧХ) ротора низкого давления (РНД). Для построения АЧХ были проанализированы восемь идентичных запусков двигателя, выполненных в 2024 году по регламенту «Характеристика», представляющего собой набор последовательных установившихся режимов с малым шагом по частотам вращения роторов. Полученный объём данных позволил достаточно подробно описать характер уровня вибраций для ротора во всём диапазоне рабочих частот вращения.

Для изучения поведения динамической системы РНД в расчётную модель были добавлены дисбалансы, соответствующие реальной конструкции перспективного ГТД. Значения неуравновешенных нагрузок были взяты по результатам балансировки ротора КНД и ротора ТНД. Для расчётной модели были получены АЧХ передней опоры КНД.

Результаты экспериментально полученных характеристик

Необходимо отметить, что значения полученных виброскоростей в экспериментах для одинаковых режимов (одинаковые физические обороты), полученные по разным датам, различаются между собой (рис. 3). Основные причины заключаются в атмосферных условиях на входе в двигатель, температурном состоянии деталей и др. Однако стоит также отметить, что температура масла в демпфере оставалась одной и той же (независимо от режима). Вывод был сделан по значениям температуры масла во входной и выходной магистрали масляной системы двигателя. То есть можно говорить об одинаковых условиях работы демпфера (вязкость масла постоянная) независимо от условий на входе в двигатель.

Расчётная АЧХ с нанесёнными на неё экспериментально полученными точками также представлена на рис. 3. По оси X – физическая частота F вращения РНД в Гц, по оси Y – амплитуда виброскорости V с частотой РНД. График построен в единицах виброскорости аналогично экспериментальным данным. Как видно, получено хорошее совпадение расчётной кривой дисбалансного отклика и экспериментальных точек до частоты ~ 120 Гц.

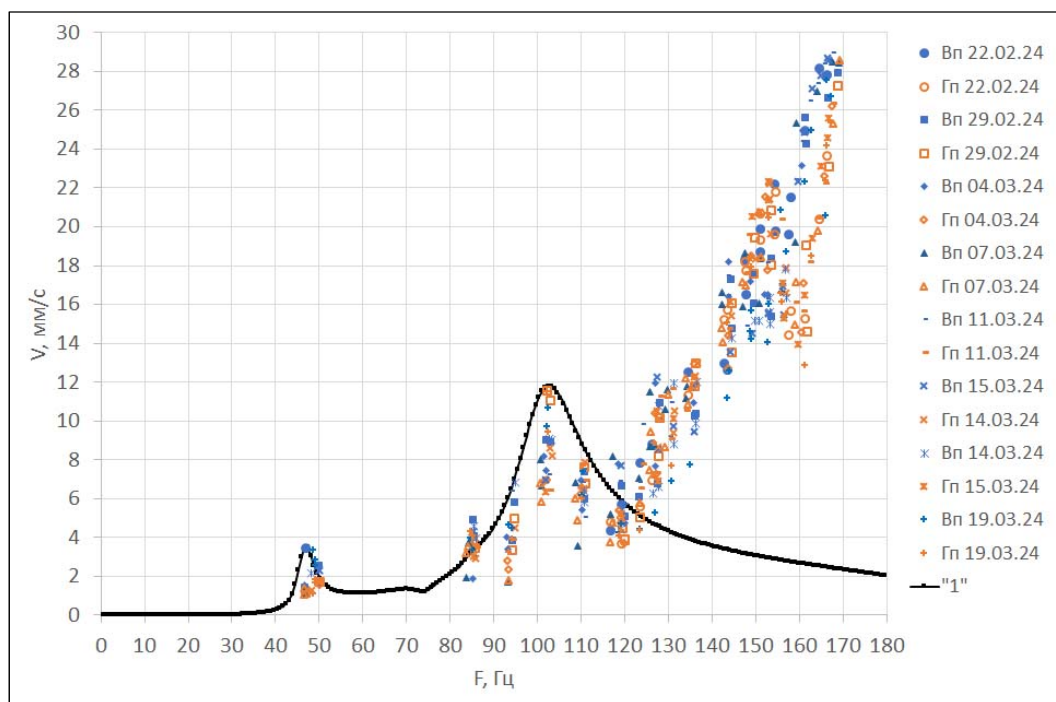


Рис. 3. Дисбалансный отклик в модели DYNAMICS R4 и экспериментальные амплитудно-частотные характеристики по передней опоре компрессора низкого давления

Для понимания причин расхождения расчётных данных по отклику в модели с экспериментально полученными АЧХ в диапазоне частот выше 120 Гц был выполнен анализ факторов, влияющих на значение критической частоты вращения, обусловленной массой КНД и жёсткостью его опор.

Жёсткость передней опоры КНД определяется следующими величинами:

- жёсткостью роликового подшипника;
- жёсткостью статорного элемента;
- жёсткостью упругого кольца;
- жёсткостью гидродинамического демпфера (ГДД).

Жёсткость роликового подшипника $K_{\text{подшипника}}$ постоянна и принята, согласно рекомендациям [13], равной 392400 Н/мм. Жёсткость статора $K_{\text{статора}}$ также неизменна и

составляет в среднем 71221 Н/мм, как было получено с помощью численного расчёта в конечно-элементном пакете Ansys Workbench. Жёсткость упругого кольца $K_{\text{кольца}}$ в конструкции УДО с существующими эксплуатационными нагрузками, можно принять постоянной. Её рассчитанная величина составляет 16432 Н/мм.

Определение жёсткости гидродинамического демпфера

С учётом выше отмеченных факторов, сравнивая с экспериментом, можно сделать вывод, что в общей жёсткости опор участвует также и гидродинамическая сила, появляющаяся в камерах упругого кольца. То есть дроссельный демпфер обладает нелинейной жёсткостной характеристикой, связанной не только с упругими элементами опоры, но и жидкостной частью [14; 15]. Силы, рождаемые в камерах упругого кольца, зависят от дисбалансной нагрузки, вязкости масла, давления и градиента скорости.

С ростом частоты вращения ротора и, следовательно, эксцентриситета, происходит увеличение жёсткости $K_{\text{ГДД}}$ и коэффициента демпфирования ГДД. Согласно аналитическому расчёту по методике, изложенной в [4], она варьируется в диапазоне от 290 до 70000 Н/мм, при этом из эксперимента видно, что нелинейность характеристик опоры начинается с частоты ~120 Гц.

График изменения жёсткостей отдельных элементов передней опоры КНД от частоты вращения ротора представлен на рис. 4. Также на график выведены кривые рассчитанной суммарной и экспериментально полученной жёсткости опоры. Исходя из того, что жёсткость есть обратная величина к податливости, суммарная жёсткость определяется как сумма податливостей элементов опоры:

$$\frac{1}{K_{\text{суммарная}}} = \frac{1}{K_{\text{подшипника}}} + \frac{1}{K_{\text{статора}}} + \frac{1}{K_{\text{кольца}} + K_{\text{ГДД}}}, \quad (1)$$

где $K_{\text{экспериментальная}}$ – значение жёсткости опоры, соответствующее экспериментально полученным точкам.

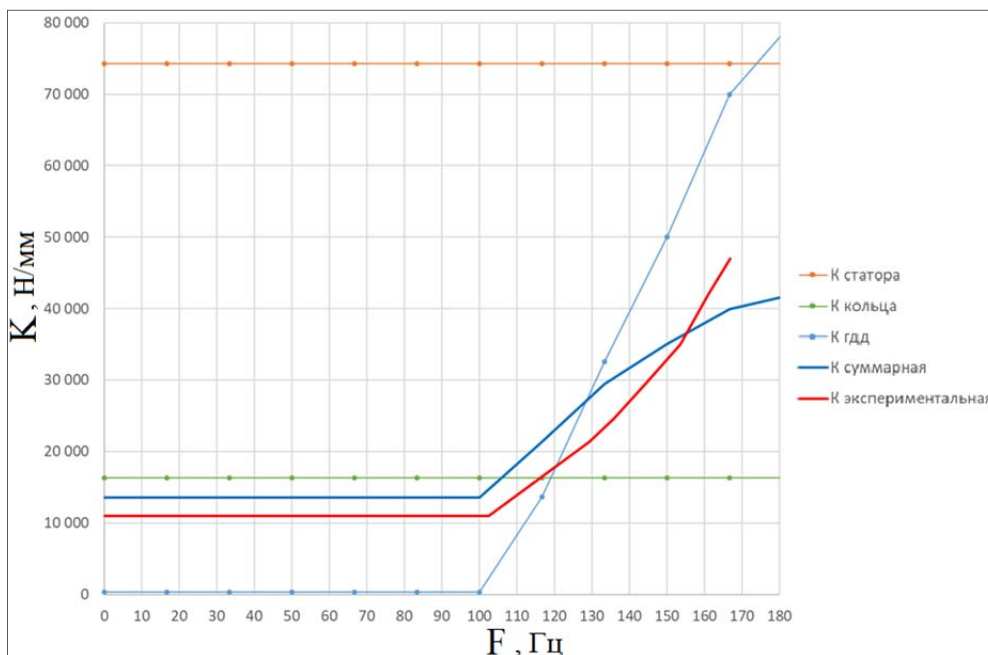


Рис. 4. Зависимость жёсткости элементов передней опоры компрессора низкого давления от частоты вращения ротора низкого давления

Очевидно, что жёсткость ГДД можно получить из сравнения суммарной рассчитанной жёсткости и экспериментально полученной по датчикам, установленным на корпусе передней опоры КНД. Были рассмотрены следующие промежуточные значения жёсткости экспериментальной кривой:

- «1» – 13000 Н/мм;
- «2» – 21350 Н/мм;
- «3» – 24500 Н/мм;
- «4» – 29500 Н/мм;
- «5» – 35000 Н/мм;
- «6» – 42000 Н/мм;
- «7» – 49000 Н/мм.

Эти значения были выбраны из возможности описания множеств точек на экспериментальной АЧХ (рис. 3), сгруппированных на графике по установившимся режимам. При этом значения коэффициентов демпфирования для рассматриваемых вариантов моделей также подбирались исходя из значения остаточного дисбаланса и амплитуды вибраций, полученных в результате эксперимента для максимальных значений виброскорости.

Рассчитанные в модели роторной системы кривые дисбалансного отклика от неуравновешенных нагрузок для вариантов жёсткости «1» ... «7» были наложены на экспериментально полученные АЧХ. Полученные результаты представлены на рис. 5. Как видно из графика, изменение жёсткости по передней опоре КНД приводит к тому, что виброскорости в расчётной модели совпадают с экспериментально полученными АЧХ при значениях частоты вращения РНД выше 120 Гц.

Можно также предположить, что различие по виброскоростям, полученные экспериментально для одного режима, но по разным датам, связано с аэродинамическими нагрузками, обусловленными изменениями «скольжения» роторов (отношением частот вращения роторов высокого и низкого давления) в процессе отладки режимов работы опытного экземпляра двигателя.

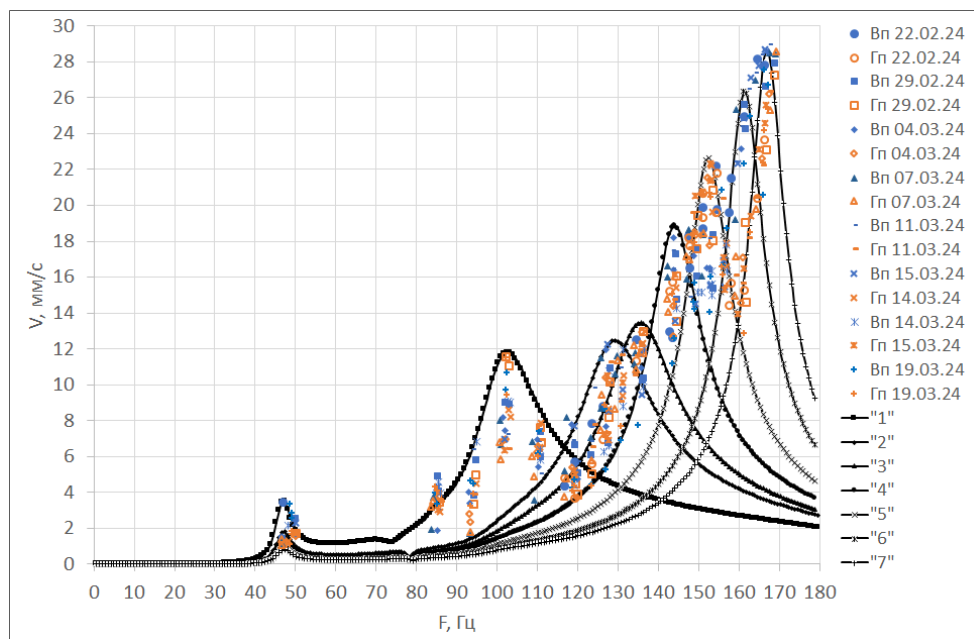


Рис. 5. Дисбалансный отклик в модели DYNAMICS R4 при разных вариантах жёсткости и демпфирования в опоре ротора газотурбинного двигателя и экспериментальные амплитудно-частотные характеристики

Динамические характеристики модели роторной системы

Для учёта нелинейных характеристик УДО в расчётной модели связанной системы роторов перспективного ГТД был использован элемент программной системы DYNAMICS R4 «Связь с несимметричной матрицей жёсткости и демпфирования», который позволяет соединить две подсистемы (включая нулевую) линейной упруго-демпферной связью, описываемой несимметричными матрицами жёсткости и демпфирования. Элемент предназначен для использования в линейных расчётах систем с опорными узлами, коэффициенты которых меняются по некоторому закону по времени или по частоте вращения.

Для учёта нелинейных характеристик жёсткости и демпфирования в опоре в модель также были добавлены «Численные переменные» STIFF и DAMP, которые изменяют своё значение в зависимости от частоты вращения вала НД (рис. 6). Значения жёсткости опоры соответствуют значениям жёсткости для моделей «1» ... «7» (рис. 5), значения коэффициентов демпфирования были выбраны аналогично.

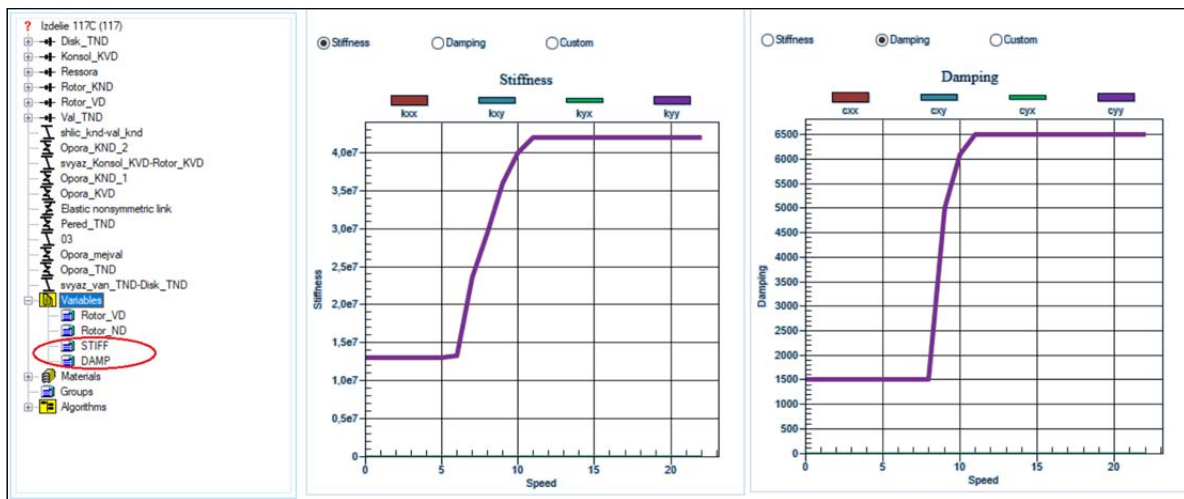


Рис. 6. Численные переменные жёсткости и демпфирования

Выполнен расчёт критических частот вращения для связанной модели роторов перспективного ГТД с опорой, содержащей квазилинейный элемент. Полученные в результате расчёта значения критических частот вращения роторов $N_{кр}$ и их сравнение с исходной моделью представлены в табл. 2. На рис. 7 представлена карта собственных частот.

Таблица 2. Сравнение результатов, полученных для модели с квазилинейной упруго-демпферной опорой, с результатами для исходной модели

$N_{кр}$	Значение, Гц		Форма колебаний	Различие между моделями, %
	Исходная модель	Изменённая модель		
$N_{1кр}$	42,7	42,8	опорная, на резонансе задней опоры ТНД	0,2
$N_{2кр}$	49,3	49,3	крутильная РНД	0,0
$N_{3кр}$	97,3	97,3	опорная, на резонансе опоры КВД	0,0
$N_{4кр}$	106,8	162,0	опорная, на резонансе передней опоры КНД	51,9
$N_{5кр}$	254,9	255,4	вальная, изгибная форма колебаний РНД	0,2

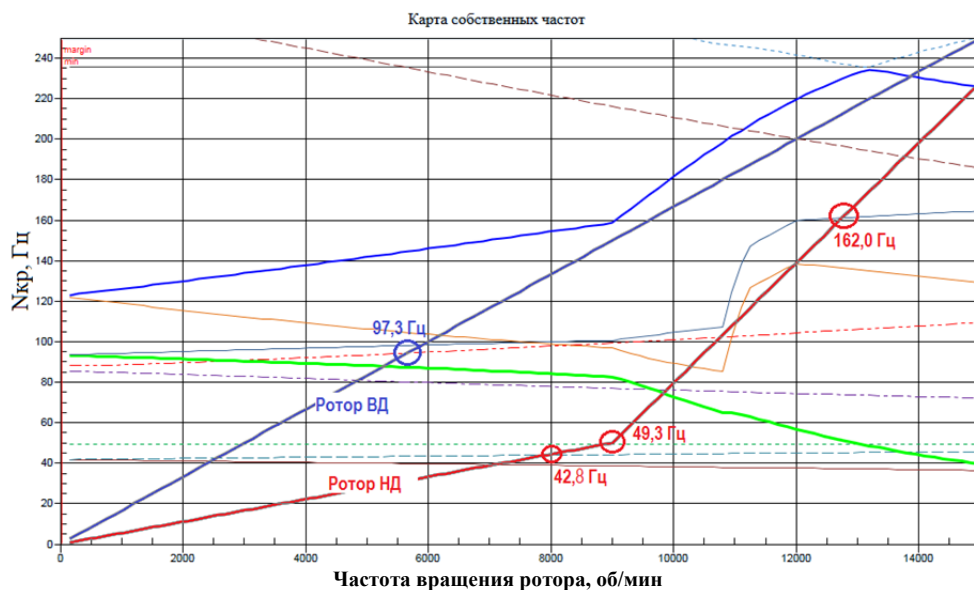


Рис. 7. Карта собственных частот для модели с квазилинейной упруго-демпферной опорой

Как видно из табл. 2 и карты собственных частот, введение в исходную расчётную модель квазилинейных характеристик для передней опоры КНД существенно не изменило значения критических частот вращения роторов, кроме $N_{4кр}$, обусловленную жёсткостью передней опоры КНД и массой ротора. При этом из рис. 7 видно, что значение частоты собственных колебаний, которая отвечает за $N_{4кр}$, «следит» за изменением частоты РНД в диапазоне 110...170 Гц, что может вызывать повышенные вибрации (дисбалансный отклик системы) ввиду близости резонанса.

Был выполнен расчёт дисбалансного отклика для модели с квазилинейной опорой от неуравновешенных нагрузок, который наложен на экспериментально полученные АЧХ по передней опоре КНД по аналогии с рис. 3. Полученный результат представлен на рис. 8.

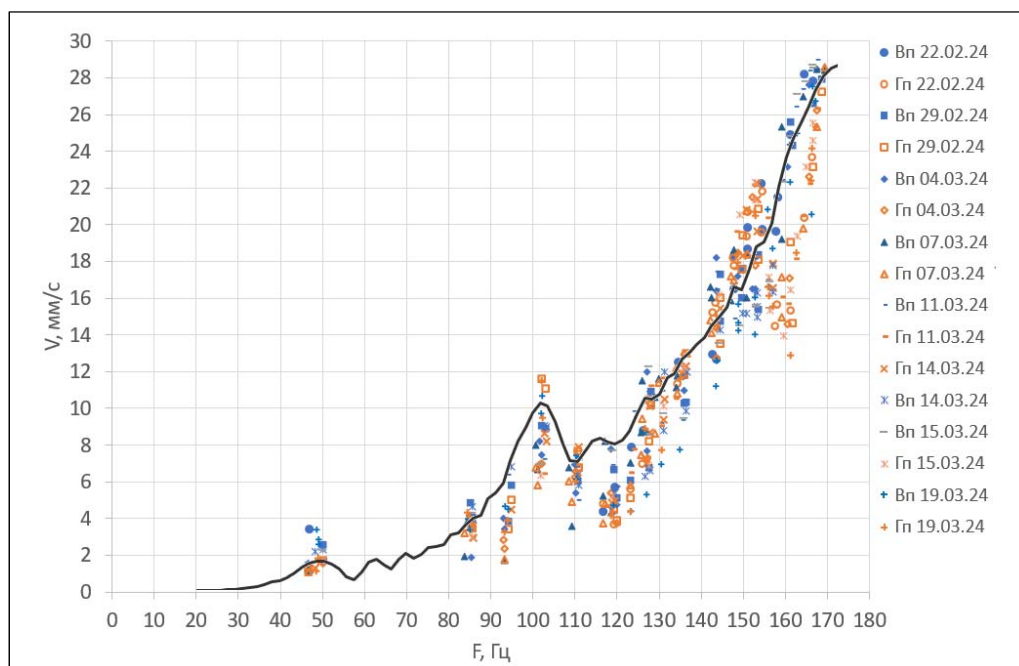


Рис. 8. Дисбалансный отклик в модели DYNAMICS R4 с квазилинейным элементом и экспериментальные точки

На рис. 8 можно увидеть, как в процессе изменения частоты вращения РНД происходит перестроение значения резонанса по $N_{4кр}$, что приводит к росту амплитуды отклика с увеличением частоты. Расчётная кривая достаточно близка к экспериментально полученным виброскоростям во всём рабочем диапазоне частот вращения РНД.

Заключение

На основании исследования динамического поведения системы, содержащей представленную упруго-демпферную опору новой конструкции, можно сформулировать основные принципы реализации методики создания расчётных моделей для конструкций, содержащих опоры с нелинейными жёсткостными и демпфирующими характеристиками, в квазилинейной постановке. Методика основывается на анализе экспериментальных данных, всегда имеющихся в достаточном количестве, получаемых в различного рода испытаниях. Предполагается использовать эту методику при проектировании новых двигателей с аналогичной конфигурацией опорных узлов роторов.

Результаты испытаний в сочетании с результатами моделирования роторной системы в программной системе DYNAMICS R4 дали возможность построить квазилинейную модель опоры и приблизить результаты моделирования к экспериментальным, что позволит в дальнейшем использовать полученную модель роторной системы для последующих расчётов и динамической доводки двигателя.

Библиографический список

1. Динамика авиационных газотурбинных двигателей / под ред. И.А. Биргера, Б.Ф. Шорра. М.: Машиностроение, 1981. 231 с.
2. Натанзон В.Я. Колебания дисков осевых компрессоров и турбин. Критические скорости роторов. М.: Оборонгиз, 1955. 144 с.
3. Хронин Д.В. Теория и расчёт колебаний в двигателях летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1970. 412 с.
4. Леонтьев М.К. Конструкция и расчёт демпферных опор ГТД: учебное пособие. М.: Изд-во МАИ, 2020. 78 с.
5. Балякин В.Б., Жильников Е.П. Теория и проектирование опор роторов авиационных ГТД. Самара: Изд-во СГАУ, 2007. 253 с.
6. Белоусов А.И., Новиков Д.К., Балякин В.Б. Гидродинамические демпферы опор роторов турбомашин: учебное пособие. Самара: КуАИ, 1991. 95 с.
7. Леонтьев М.К., Терешко А.Г. Исследование влияния характеристик упругих элементов опор роторов на динамику ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 3 (34), ч. 1. С. 173-180. DOI: 10.18287/2541-7533-2012-0-3-1(34)-173-180
8. Назаренко Ю.Б., Потапов А.Ю. Устранение критических частот вращения роторов газотурбинных двигателей с помощью регулирования жёсткости опоры // Двигатель. 2014. № 1 (91). С. 14-16.
9. Дилигенский Д.С. Разработка обобщённой методики расчёта гидродинамического демпфера с упругим кольцом с учётом посадок и трения в опорах роторов ГТД. Дис. ... канд. техн. наук. Самара, 2022. 232 с.
10. Леонтьев М.К., Терешко А.Г. Исследование характеристик упругих колец в опорах роторов газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18, № 3. С. 135-146.

11. Зайдуллин Д.А., Макарычев А.С. Вибрационная доводка ВСУ по результатам расчёта критических частот вращения и экспериментальных данных // Сборник докладов научно-технической конференции «Климовские чтения – 2020. Перспективные направления развития двигателестроения» (16 октября 2020 г., Санкт-Петербург). СПб: Скифия-принт, 2020. С. 287-292.

12. Зенкова Л.Ф., Гусенко С.М., Терешко А.Г. Упругодемпферная опора ротора турбомшины: патент РФ № 2623675; опубл. 28.06.2017; бюл. № 19.

13. Вибрации в технике. Справочник. Т. 3 / под ред. Ф.М. Диментберга, К.С. Колесникова. М.: Машиностроение, 1980. 544 с.

14. Дилигенский Д.С., Новиков Д.К. Расчёт коэффициента демпфирования упругих колец с рабочей жидкостью // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2015. Т. 14, № 3, ч. 2. С. 327-335. DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-3-327-335

15. Фалалеев С.В. Тенденции исследования гидродинамического демпфирования в опорах роторов ГТД // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2017. № 2. С. 63-68.

CREATING A QUASI-LINEAR MODEL OF AN ELASTIC DAMPER SUPPORT OF THE GAS TURBINE ENGINE ROTOR

© 2025

A. G. Tereshko Chief Strength Testing Specialist, Head of Department;
Lyulka Design Bureau, Moscow, Russian Federation;
tereshko.ag@yandex.ru

M. K. Leontiev Doctor of Science (Engineering), Professor of Department 203
of Construction and Design of Engines;
Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation;
lemk@alfatran.com

In the presented work, the calculation of critical rotor speeds and determination of vibration characteristics of an advanced gas turbine engine are considered. The engine under study contains a low-pressure compressor with an elastic damper support of a new design that has non-linear characteristics of stiffness and damping coefficients. The problem of creating a model of elastic damper quasi-linear supports of gas turbine engine rotors is solved by adding a quasi-linear element to the dynamic calculation model created by the DYNAMICS A4 software system. The parameters of the element change their values depending on the rotor speed. The task of verifying the results of experimental data is investigated. The presented technique makes it possible to build a quasi-linear model of the rotor support and ensure the coincidence of calculated and experimental data.

Aircraft gas turbine engine; rotor dynamics; elastic damper support; model verification; DYNAMICS R4 software system

Citation: Tereshko A.G., Leontiev M.K. Creating a quasi-linear model of an elastic damper support of the gas turbine engine rotor. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 153-163.
DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-153-163

References

1. *Dinamika aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley* / pod red. I.A. Birgera, B.F. Shorra [Dynamics of aviation gas turbine engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1981. 231 p.

2. Natanzon V.Ya. *Kolebaniya diskov osevykh kompressorov i turbin. Kriticheskie skorosti rotorov* [Vibrations of disks of axial compressors and turbines, critical rotation speeds]. Moscow: Oborongiz Publ., 1955. 144 p.
3. Khronin D.V. *Teoriya i raschet kolebaniy v dvigatelyakh letatel'nykh apparatov* [Theory and calculation of vibrations in aircraft engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1970. 412 p.
4. Leontiev M.K. *Konstruktsiya i raschet dempfernykh opor GTD: uchebnoe posobie* [Design and calculation of damper supports of gas turbine engines. Study guide]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2020. 78 p.
5. Balyakin V.B., Zhil'nikov E.P. *Teoriya i proektirovanie opor rotorov aviatsionnykh GTD* [Theory and design of rotor supports for aviation GTE]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2007. 253 p.
6. Belousov A.I., Novikov D.K., Balyakin V.B. *Gidrodinamicheskie dempfery opor rotorov turbomashin: uchebnoe posobie* [Hydrodynamic damper of supports for turbomachines. Study guide]. Samara: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1991. 95 p.
7. Leontyev M.K., Tereshko A.G. Research of rotor dynamic of GTE with nonlinear stiffness of elastic elements in support parts. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2012. No. 3 (34), part 1. P. 173-180. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2012-0-3-1(34)-173-180
8. Nazarenko Y.B., Potapov A.Y. Elimination of critical rotation speeds of rotors of gas turbine engines by adjusting the stiffness of the supports. *Dvigatel'*. 2014. No. 1 (91). P. 14-16. (In Russ.)
9. Diligenskiy D.S. *Razrabotka obobshchennoy metodiki rascheta gidrodinamicheskogo dempfera s uprugim kol'tsom s uchetom posadok i treniya v oporakh rotorov GTD. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Development of a generalized method for calculating a hydrodynamic damper with an elastic ring, taking into account fits and friction in the supports of gas turbine engines. Thesis for a Candidate Degree in Science (Engineering)]. Samara, 2022. 232 p.
10. Leontiev M.K., Tereshko A.G. Investigation of elastic rings mounted in rotor bearings of gas-turbine engines. *Aerospace MAI Journal*. 2011. V. 18, no. 3. P. 135-146. (In Russ.)
11. Zaydullin D.A., Makarychev A.S. Vibratsionnaya dovodka VSU po rezul'tatam rascheta kriticheskikh chastot vrashcheniya i eksperimental'nykh dannykh. *Sbornik Dokladov Nauchno-tekhnicheskoy Konferentsii «Klimovskie Chteniya - 2020. Perspektivnye Napravleniya Razvitiya Dvigatelsestroeniya» (October, 16, 2020, Saint Petersburg)*. SPb: Skifiya-Print Publ., 2020. P. 287-292. (In Russ.)
12. Zenkova L.F., Gusenko S.M., Tereshko A.G. *Uprugodempfernaya opora rotora turbomashiny* [Resilient damping support of turbomachine rotor]. Patent RF, no. 2623675, 2017. (Publ. 28.06.2017, bull. no. 19)
13. *Vibratsii v tekhnike. Spravochnik. T. 3 / pod red. F.M. Dimentberga, K.S. Kolesnikova* [Vibration in engineering. Reference guide. V. 3]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1980. 544 p.
14. Diligenskiy D.S., Novikov D.K. Calculation of the damping coefficient of flexible rings with working fluid. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2015. V. 14, no. 3, part 2. P. 327-335. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-3-327-335
15. Falaleev S.V. Trends in research of hydrodynamic damping in rotor supports of gas turbine engines. *Russian Aeronautics*. 2017. V. 60, Iss. 2. P. 229-235. DOI: 10.3103/S1068799817020118

ВИБРОЗАЩИТНАЯ СИСТЕМА С УПРАВЛЯЕМЫМ ИНЕРЦИОННЫМ ГАСИТЕЛЕМ

© 2025

- В. И. Чернышев** доктор технических наук, профессор;
Орловский государственный университет имени И.С. Тургенева;
chernyshev_46@mail.ru
- Р. Н. Поляков** доктор технических наук, профессор; заведующий кафедрой мехатроники,
механики и робототехники;
Орловский государственный университет имени И.С. Тургенева;
romanpolak@mail.ru
- О. В. Фомина** кандидат технических наук, доцент;
Орловский государственный университет имени И.С. Тургенева;
gari1@list.ru

В результате применения теории динамического программирования к системам виброзащиты, как к объектам управления циклического действия, получены соотношения, которые, связывая компоненты вектора состояния системы и управления, позволяют реализовать процедуру принципа локального минимума для нахождения оптимальной позиционной функции управления применительно к типовым показателям качества, явно не зависящих от управления. Приведены примеры нахождения оптимальной позиционной функции управления колебаниями активной системы виброзащиты. Показано, что, в случае гармонических колебаний, для принятой базовой модели с двумя степенями свободы необходимая регулировка амплитуды и фазы осуществляется посредством управляющих сигналов дискретного типа, что гарантированно обеспечивает достижение требуемых показателей вибрационной безопасности для защищаемого объекта по принятому функциональному критерию.

Виброзащитные системы; оптимальное управление; принцип локального минимума в методе динамического программирования; инерциальный гаситель

Цитирование: Чернышев В.И., Поляков Р.Н., Фомина О.В. Виброзащитная система с управляемым инерционным гасителем // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 164-173. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-164-173

Введение

В процессе эксплуатации вертолёты подвергаются различным по интенсивности динамическим воздействиям вибрационного типа, что повышает вероятность возникновения неисправностей и отказов техники, а также оказывает негативное воздействие на физиологическое состояние экипажа и пассажиров [1 – 3]. В этой связи задача по разработке и внедрению эффективных виброзащитных систем, которые позволяют снижать интенсивность динамических воздействий в широком диапазоне частот за счёт формирования оптимальных компенсационных воздействий, является актуальной [4 – 6]. Известно, что такими возможностями обладают только управляемые виброзащитные системы. [7 – 10].

Анализ технической литературы и патентных источников позволяет утверждать, что особый интерес и перспективы практического использования имеют виброзащитные системы с управляемым инерционным гасителем [11 – 14]. Можно предположить, что при оптимальном управлении угловой скоростью вращения инерционными звеньями и перемещением подвижных масс данные системы могут обеспечить положительный эффект виброзащиты в заданной точке вертолёта, сопоставимый с тем, который достигается эталонными активными системами (рис. 1).

Элементы теории

Сформулируем достаточно общую оптимизационную задачу для управляемых систем виброзащиты. Требуется найти оптимальное позиционное управление $\tilde{u} = u(x) \in U$ для динамической системы

$$\dot{x} = f(x, u, \tau), \quad (1)$$

при котором принятый показатель качества (функционал)

$$J = \int_0^T F(x) d\tau \quad (2)$$

на интервале $0 \dots T$ будет иметь минимальное значение.

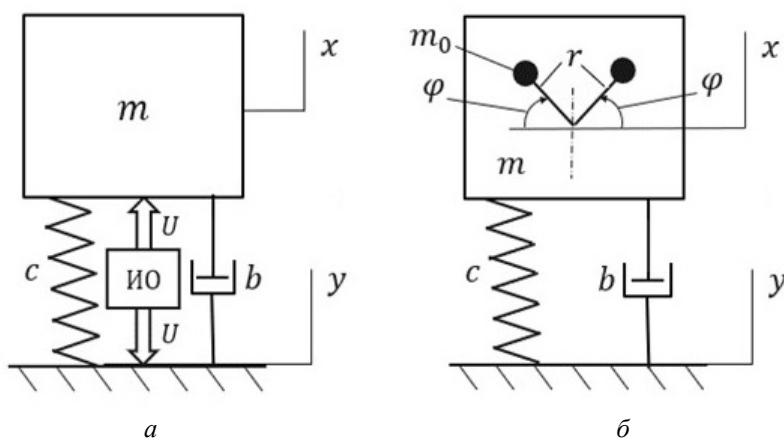


Рис. 1. Расчётно-структурные схемы эталонной активной системы (а) и виброзащитной системы с управляемым инерционным гасителем (б):
 m – масса защищаемого объекта; x, y – перемещения защищаемого объекта и основания;
ИО – исполнительный орган; U – компенсационное воздействие (прямое управление);
 c, b – коэффициенты жёсткости и демпфирования; m_0 – масса инерционного звена;
 r – радиус (расстояние от оси вращения до центра масс инерционных звеньев);
 φ – угол поворота инерционного звена

Поставленную задачу будем решать, используя метод динамического программирования [8 – 10]. В соответствии с принципом оптимальности, который положен в основу метода динамического программирования, следует, что функционал (2) достигает минимального значения на любом конечном участке оптимальной траектории. Математически данный принцип отображается посредством функции Беллмана

$$V(x, \tau) = \min_u \int_{\tau}^T F(x) d\tau, \quad (3)$$

которая, при наличии связи (1), позволяет свести нахождение оптимального управления к решению функционального уравнения Беллмана

$$-\frac{\partial V}{\partial \tau} = \min_u \left[\frac{\partial V}{\partial x} f(x, u, \tau) + F(x) \right]. \quad (4)$$

Преобразуем уравнение (4), используя для этого функцию (3). В результате получим следующее выражение:

$$\min_u \left[\int_{\tau}^T \frac{\partial F}{\partial x} d\tau \cdot f(x, u, \tau) \right]. \quad (5)$$

Известно, что в общем случае процесс оптимизации осуществляется численно с использованием дискретных алгоритмов прямой и обратной прогонки. Покажем, что применительно к управляемым системам виброзащиты возможно использовать качественно новые подходы оптимизации, в основе которых лежат фундаментальные аналитические зависимости, следующие из (5).

Виброзащитные системы относятся к классу динамических объектов, которые совершают колебательные движения, то есть в фазовом пространстве изображающая точка описывает периодически замкнутые фазовые траектории. Очевидно, что это свойство виброзащитных систем должно сохраняться при любом допустимом управлении. Но самое главное состоит в том, что верхний предел T в выражении (5) можно соотнести с циклом прохождения изображающей точки по замкнутой траектории. Причём начальное и конечное положения изображающей точки на фазовой траектории будут совмещены. Отсюда следует, что принцип оптимальности, положенный в основу метода динамического программирования, применим для произвольно выбранной точки фазовой траектории соответственно на интервале $(T - \Delta\tau) \dots T$. При этом значение оптимального управления можно определять непосредственно на каждом шаге интегрирования динамической системы (1), обеспечивая при этом локальный минимум соотношению

$$\min_u \left[\frac{\partial F}{\partial x} f(x, u, \tau) \Delta\tau \right] = \min_u (\nabla F \cdot f). \quad (6)$$

Здесь

$$\nabla F = \left(\frac{\partial F}{\partial x_1} \quad \dots \quad \frac{\partial F}{\partial x_n} \right), \quad f = (f_1 \quad \dots \quad f_n)^T.$$

Соотношение (6) определяет принцип локального минимума в методе динамического программирования и позволяет реализовать формальную процедуру нахождения оптимального позиционного управления из условия минимума выражения в квадратных скобках. Важно подчеркнуть, что следующая цепочка преобразований подынтегральной функции показателя качества (2) также приводит к соотношению (6):

$$\min_u F(x) \rightarrow \min_u \frac{dF}{dt} = \min_u (\nabla F \cdot f). \quad (7)$$

Принцип локального минимума (6) может быть использован не только для пошаговой оценки оптимальности управления непосредственно в процессе интегрирования динамической системы (1) и соответствующего его определения в виде числового массива, но также и для нахождения его в виде позиционной функции $\tilde{u} = u(x)$. Следует отметить, что получить такого типа аналитическую зависимость для позиционного управления возможно только тогда, когда векторное произведение $\nabla F \cdot f$ в соотношении (7) явно зависит от управления. В случае же, когда данное векторное произведение зависит от управления неявно (по умолчанию), то по аналогии с цепочкой преобразований (7) следует воспроизвести последующую цепочку преобразований

$$\min_u \frac{dF}{dt} \rightarrow \min_u \frac{d^2F}{dt^2} = \min_u (\nabla G \cdot fd) \quad (8)$$

и убедиться, что векторное произведение $\nabla G \cdot fd$ явно зависит от управления.

В соотношении (8)

$$G(x, f) = \nabla F \cdot f, \quad \nabla G = \begin{pmatrix} \frac{\partial G}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial G}{\partial x_n} & \frac{\partial G}{\partial f_1} & \dots & \frac{\partial G}{\partial f_n} \end{pmatrix},$$

$$fd = \begin{pmatrix} f_1 & \dots & f_n & \dot{f}_1 & \dots & \dot{f}_n \end{pmatrix}^T.$$

Поскольку в любой точке оптимальной траектории соотношения (7) и (8) должны достигать минимально-допустимого значения, то в общем случае для решения поставленной оптимизационной задачи эти соотношения можно объединить в одно результирующее выражение

$$\min_u [(\nabla F \cdot f)(\nabla G \cdot fd)]. \quad (9)$$

Таким образом, в результате применения теории динамического программирования к системам виброзащиты, как к объектам управления циклического действия, получены соотношения, которые, связывая компоненты вектора состояния системы и управления, позволяют реализовать процедуру принципа локального минимума для нахождения оптимальной позиционной функции управления применительно к типовым показателям качества, явно не зависящим от управления.

Базовые модели и оптимальное управление

1. Рассмотрим базовую модель эталонной активной системы (рис. 1, а)

$$m\ddot{x} + b(\dot{x} - \dot{y}) + c(x - y) = U, \quad (10)$$

которая предназначена для защиты объекта (массы m) от кинематического возмущения $y = y_0 \sin \omega t$.

Безразмерный аналог модели (10) представим в форме Коши

$$\dot{x}_1 = x_2, \quad \dot{x}_2 = -\varepsilon \eta^{-1} (x_2 - \cos \tau) - \eta^{-2} (x_1 - \sin \tau) + u \quad (11)$$

со следующими переменными и параметрами:

$$x_1 = \frac{x}{y_0}, \quad x_2 = \frac{\dot{x}}{y_0 \omega}, \quad \tau = \omega t, \quad \varepsilon = \frac{b}{\sqrt{mc}}, \quad \eta = \frac{\omega}{\sqrt{c/m}}, \quad u = \frac{U}{my_0 \omega^2}.$$

Произведём оптимизацию по управлению для двух случаев, когда подынтегральная функция показателя качества (2) $F(x) = x_1^2$ и $F(x) = x_2^2$.

В первом случае

$$\nabla F = (2x_1 \quad 0), \quad G(x, f) = 2x_1 f_1, \quad \nabla G = (2f_1 \quad 0 \quad 2x_1 \quad 0), \quad \nabla G \cdot fd = 2f_1^2 + 2x_1 \dot{f}_1.$$

Поскольку $f_1 = x_2$, а $\dot{f}_1 = \dot{x}_2 = f_2$, то из выражения (9)

$$\min_u [(\nabla F \cdot f)(\nabla G \cdot fd)] = \min_u [2x_1 x_2 (2x_2^2 + 2x_1 f_2)] \rightarrow \min_u x_2 f_2 \rightarrow \min_u x_2 u$$

находим, что при наличии ограничений $-\bar{u}_1 \leq u \leq \bar{u}_2$ оптимальное позиционное управление является релейной функцией

$$\tilde{u} = \begin{cases} +\bar{u}_2, & x_2 < 0; \\ -\bar{u}_1, & x_2 > 0. \end{cases} \quad (12)$$

Зависимость (12) определяет типовую позиционную функцию управления активной виброзащитной системы (11) с ограниченным по мощности источником энергии.

Во втором случае $\nabla F = (0 \quad 2x_2)$ и, соответственно, из соотношения (7)

$$\min_u (\nabla F \cdot f) = \min_u 2x_2 f_2 \rightarrow \min_u x_2 u$$

также находим оптимальное позиционное управление в виде (12).

Этот результат свидетельствует о том, что оптимальный релейный процесс управления в системах виброзащиты данного типа обеспечивается при минимизации показателя качества (2) как с подынтегральной функцией $F(x) = x_1^2$, так и с подынтегральной функцией $F(x) = x_2^2$.

Результаты моделирования колебаний системы (11) представлены на рис. 2.

При симметричных ограничениях, в частности, когда $|u| \leq 0,5$ (рис. 2, а), управление изменяется по релейному закону с переключениями при смене знака скорости защищаемого объекта. Если $|u| > 0,5$, то наблюдается сужение интервалов «чисто» релейных и появление скользящих режимов управления. При этом в пределе кинематическое возмущение полностью компенсируется, когда

$$\tilde{u} = \varepsilon \eta^{-1} \cos \tau - \eta^{-2} \sin \tau. \quad (13)$$

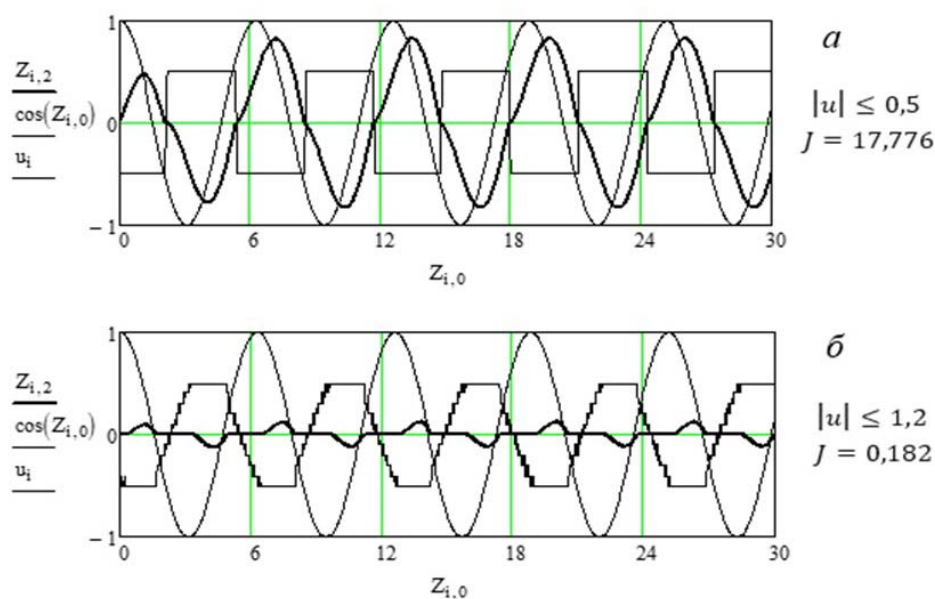


Рис. 2. Графики сигналов на входе и выходе активной системы виброзащиты и графики оптимальных управлений: $\eta = 1,0$; $\varepsilon = 0,2$; $u_i = \tilde{u}$; $Z_{i,0} \leftrightarrow \tau$; $Z_{i,2} \leftrightarrow x_2$

2. Если вместо внешнего источника энергии в активной системе (10) использовать инерционный гаситель (рис. 1, б) и, соответственно, полагать, что компенсационное воздействие

$$U = 2m_0 r \dot{\varphi}^2 \sin \varphi, \quad (14)$$

то получим, пренебрегая силами инерции в переносном движении, альтернативную базовую модель виброзащитной системы с инерционным гасителем:

$$m\ddot{x} + b(\dot{x} - \dot{y}) + c(x - y) = 2m_0 r \dot{\varphi}^2 \sin \varphi. \quad (15)$$

По аналогии с эталонной активной системой при кинематическом возмущении $y = y_0 \sin \omega t$ и оптимальном управлении должны выполняться следующие соотношения для амплитуды и фазы компенсационного воздействия (14):

$$2m_0 r \omega^2 = y_0 \sqrt{(b\omega)^2 + c^2}, \quad \varphi = \omega t + \text{atan}(b\omega c^{-1}).$$

Учитывая данные соотношения и полагая, что система автоматического управления обеспечивает равномерное вращение инерционных звеньев с частотой ω , а также необходимую регулировку амплитуды и фазы посредством формируемых управляющих сигналов u_1 и u_2 дискретного типа преобразуем базовую модель (15) к следующему безразмерному каноническому виду:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2, \\ \dot{x}_2 &= -\varepsilon \eta^{-1} (x_2 - \cos \tau) - \eta^{-2} (x_1 - \sin \tau) + u_1 \left[\varepsilon \eta^{-1} \cos(\tau + \beta + u_2) + \eta^{-2} \sin(\tau + \beta + u_2) \right]. \end{aligned} \quad (16)$$

Здесь угол β характеризует возможное рассогласование фаз между компонентами вектора кинематического возмущения и вектора компенсационного воздействия. Поскольку имитируется синхронно-противоположное вращение инерционных звеньев, то значения угла β следует принимать из интервала $-\pi/2 \dots \pi/2$.

Работа системы автоматического управления по обеспечению оптимального режима колебаний связана с поэтапным достижением следующих пределов:

$$u_1 \rightarrow 1, \quad \beta + u_2 \rightarrow 0. \quad (17)$$

Первый предел достигается посредством позиционирования (управления корректирующим поворотом) инерционных звеньев относительно защищаемого объекта, а второй – посредством позиционирования (управлением синхронным перемещением) масс m_0 вдоль инерционных звеньев.

Необходимым условием достижения оптимального режима колебаний защищаемого объекта при любом из возможных вариантов реализации пределов (17) заключается в использовании информации о значениях функционала (2) J_i и J_{i+1} ($i=1, 2, \dots$) на последовательных интервалах движения и принятии соответствующих решений об изменении управлений посредством дискретного приращения Δu .

Результаты моделирования базовой модели (16) при гармоническом кинематическом возмущении показали, что предложенный алгоритм оптимизации гарантированно

обеспечивает достижение требуемых показателей вибрационной безопасности для защищаемого объекта по функциональному критерию (2).

На рис. 3 приведены выборочные результаты моделирования в виде графиков колебаний защищаемого объекта. Данные графики получены при следующих системных параметрах и начальных значениях управлений: $\eta = 1,4$; $\varepsilon = 0,2$; $u_1 = 1$; $u_2 = 0$.

При значениях $\beta = \pm 0,4$ и $\Delta u = 0,4$, как это следует из рис. 3, а и рис. 3, б, для достижения «нулевого уровня» интенсивности колебаний защищаемого объекта потребовалось соответственно четыре и две итерации. Причина увеличения числа итераций в первом случае (рис. 3, а) вполне очевидна. Поскольку на первых двух интервалах движения выполнялось неравенство $J_1 < J_2$, то на последующих интервалах движения потребовалось изменить знак приращения Δu на противоположный.

Далее, соответственно, при значениях $\beta = \pm 0,8$ и $\Delta u = 0,5$ для резкого снижения уровня интенсивности колебаний защищаемого объекта (рис. 3, в и рис. 3, г) также потребовалось четыре и две итерации.

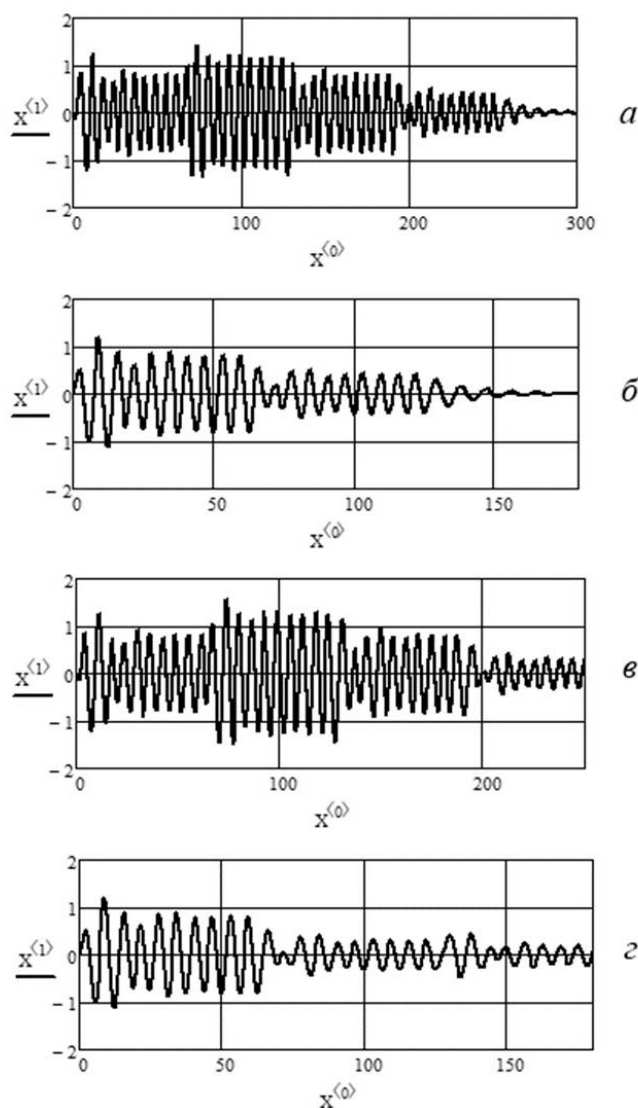


Рис. 3. Графики динамических процессов на выходе базовой модели с управляемым инерционным гасителем: $X^{(0)} \leftrightarrow \tau$; $X^{(1)} \leftrightarrow x_i$

Заключение

В результате применения теории динамического программирования к системам виброзащиты как к объектам управления циклического действия получены соотношения, которые, связывая компоненты вектора состояния системы и управления, позволяют реализовать процедуру принципа локального минимума для нахождения оптимальной позиционной функции управления применительно к типовым показателям качества, явно не зависящих от управления.

Приведены примеры нахождения оптимальной позиционной функции управления колебаниями активной системы виброзащиты. Установлено, что с увеличением мощности внешнего источника энергии наблюдаются скользкие режимы управления, которые, в пределе, позволяют полностью компенсировать диссипативные и упругие силы, воспринимаемые защищаемым объектом при кинематическом возмущении. В этой связи виброзащитная система с управляемым инерционным гасителем, как базовый аналог активной системы, должна отслеживать и регулировать не только частоту кинематического возмущения и амплитуду сил инерции, но также и фазовую составляющую оптимального процесса во времени. Показано, что в случае гармонических колебаний для принятой базовой модели с двумя степенями свободы необходимая регулировка амплитуды и фазы осуществляется посредством управляющих сигналов дискретного типа, что гарантированно обеспечивает достижение требуемых показателей вибрационной безопасности для защищаемого объекта по принятому функциональному критерию.

Работа выполнена в Орловском государственном университете имени И.С. Тургенева в рамках государственного задания № 075-00196-24-08 на 2024 год и на плановый период 2025 и 2026 годов от 23.08.2024 г., проект 1024041900021-8-2.3.1;2.2.3. Разработка конструкторских и программно-аппаратных решений управления вибрационными процессами в вертолётном транспорте, обеспечивающих формирование оптимальных компенсационных воздействий (FSGN-2024-0013).

Библиографический список

1. Говердовский В.Н., Зобов А.В. Состояние и методы повышения качества виброзащиты вертолёт // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. 2009. № 4 (24). С. 191-196.
2. Калашников В.С., Кузина Е.А., Яшин Д.С. Анализ причин возникновения вибрации в изделиях авиационной техники // Труды международного симпозиума «Надёжность и качество». 2016. Т. 1. С. 165-167.
3. Kim D.-H., Kwak D., Song Q. Demonstration of active vibration cancellation system on Korean utility helicopter // International Journal of Aeronautical and Space Sciences. 2019. V. 20. P. 249-259. DOI: 10.1007/s42405-018-0106-3
4. Рандин Д.Г. Исследование динамических характеристик управляемого демпфера // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: Технические науки. 2013. № 2 (38). С. 64-70.
5. Сорокин В.Н., Захаренков Н.В. Повышение эффективности виброзащиты на базе пневматических резинокордных устройств // Омский научный вестник. Серия Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2017. Т. 1, № 1. С. 50-57.
6. Воронов А.В., Карасева Т.В. Анализ возникновения вибрации в летательных аппаратах с целью внедрения технологий и систем для её исследования // Universum: технические науки. 2023. № 1 (106). <https://7universum.com/ru/tech/archive/item/14874>
7. Генкин М.Д., Яблонский В.В. Активные виброзащитные системы // В сб.: «Виброизолирующие системы в машинах и механизмах». М.: Наука, 1977. С. 3-11.

8. Фомина О.В., Савин Л.А., Чернышев В.И. Теоретические аспекты формирования оптимальных управляемых процессов виброзащиты // Известия Юго-Западного государственного университета. Серия: Техника и технологии. 2013. № 3. С. 44-50.

9. Чернышев В.И., Савин Л.А., Фомина О.В. Непрямое управление колебаниями: элементы теории // Труды СПИИРАН. 2019. Т. 18, № 1. С. 148-175. DOI: 10.15622/sp.18.1.148-175

10. Чернышев В.И., Фомина О.В. Управляемые виброзащитные системы: динамическое программирование и оптимизация // Мир транспорта и технологических машин. 2022. № 4-1 (79). С. 55-61. DOI: 10.33979/2073-7432-2022-1(79)-4-55-61

11. Paulitsch C., Gardonio P., Elliott S.J. Active vibration control using an inertial actuator with internal damping // The Journal of the Acoustical Society of America. 2006. V. 119, Iss. 4. P. 2131-2140. DOI: 10.1121/1.2141228

12. Swanson D., Black P., Girondin V., Bachmeyer P., Jolly M. Active vibration control using circular force generators // European Rotorcraft Forum 2015 (September, 01-04, 2015, Munich, Germany).

13. Prakash K., Lesieutre G.A. Optimization of circular force generator placement for rotorcraft hub force and moment // Journal of the American Helicopter Society. 2019. V. 64, Iss. 1. DOI: 10.4050/jahs.64.012002

14. Black P.R., Swanson D.A., Badre-Alam A., Janowski M.D., Altieri R.E., Meyers A.D., Ryu J. Circular force generator devices, systems, and methods for use in an active vibration control system. Patent US, 2015/0321753 A1. (Publ. 12.11.2015)

VIBRATION PROTECTION SYSTEM WITH CONTROLLED INERTIAL DAMPER

© 2025

V. I. Chernyshev Doctor of Science (Engineering), Professor;
Orel State University named after I.S. Turgenev, Orel, Russian Federation;
chernyshev_46@mail.ru

R. N. Polyakov Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department
of Mechatronics, Mechanics and Robotics;
Orel State University named after I.S. Turgenev, Orel, Russian Federation;
romanpolak@mail.ru

O. V. Fominova Candidate of Science (Engineering), Associate Professor;
Orel State University named after I.S. Turgenev, Orel, Russian Federation;
garil@list.ru

As a result of applying the theory of dynamic programming to vibration protection systems as cyclic control objects, relations were obtained that, by linking the components of the system state vector and control, allow implementing the procedure of the local minimum principle to find the optimal positional control function in relation to typical quality indicators that are clearly independent of control. Examples of finding the optimal positional control function for oscillations of an active vibration protection system are given. It is shown that, in the case of harmonic oscillations, for the adopted basic model with two degrees of freedom, the necessary adjustment of the amplitude and phase is carried out by means of discrete-type control signals, which ensures the achievement of the required vibration safety indicators for the protected object according to the adopted functional criterion.

Vibration protection systems; optimal control; local minimum principle in the dynamic programming method; inertial damper

Citation: Chernyshev V.I., Polyakov R.N., Fominova O.V. Vibration protection system with controlled inertial damper. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 164-173. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-164-173

References

1. Goverdovskiy V.N., Zobov A.V. Status and methods of improving the quality of helicopter vibration protection. *Modern Technologies. System Analysis. Modeling*. 2009. No. 4 (24). P. 191-196. (In Russ.)
2. Kalashnikov V.S., Kuzina E.A., Yashin D.S. Analysis of the causes of vibration in aviation products. *Trudy Mezhdunarodnogo Simpoziuma «Nadezhnost' i Kachestvo»*. 2016. V. 1. P. 165-167. (In Russ.)
3. Kim D.-H., Kwak D., Song Q. Demonstration of active vibration cancellation system on Korean utility helicopter. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*. 2019. V. 20. P. 249-259. DOI: 10.1007/s42405-018-0106-3
4. Randin D.G. Research of dynamic characteristics of controlled damper. *Vestnik of Samara State Technical University. Technical Sciences Series*. 2013. No. 2 (38). P. 64-70. (In Russ.)
5. Sorokin V.N., Zakharenkov N.V. Increasing efficiency of vibration protection system by using pneumatic rubber cord devices. *Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2017. V. 1, no. 1. P. 50-57. (In Russ.)
6. Voronov A.V., Karaseva T.V. Analysis of the appearance of vibration in aircraft with the purpose of introducing technologies and systems for its study. *Universum: Technical Sciences*. 2023. No. 1 (106). (In Russ.). Available at: <https://7universum.com/ru/tech/archive/item/14874>
7. Genkin M.D., Yablonskiy V.V. Active vibration protection systems. *V sb.: «Vibroizoliruyushchie Sistemy v Mashinakh i Mekhanizмах»*. Moscow: Nauka Publ., 1977. P. 3-11. (In Russ.)
8. Fominova O.V., Savin L.A., Chernyshev V.I. Theoretical aspects of the optimal controllable vibroprotection processes synthesis. *Proceedings of the Southwest State University. Series: Engineering and Technology*. 2013. No. 3. P. 44-50. (In Russ.)
9. Chernyshev V.I., Savin L.A., Fominova O.V. Indirect control of oscillations: elements of theory. *SPIIRAS Proceedings*. 2019. V. 18, no. 1. P. 148-175. (In Russ.). DOI: 10.15622/sp.18.1.148-175
10. Chernyshev V.I., Fominova O.V. Controlled vibration protection systems: dynamic programming and optimization. *World of Transport and Technological Machines*. 2022. No. 4-1 (79). P. 55-61. (In Russ.). DOI: 10.33979/2073-7432-2022-1(79)-4-55-61
11. Paulitsch C., Gardonio P., Elliott S.J. Active vibration control using an inertial actuator with internal damping. *The Journal of the Acoustical Society of America*. 2006. V. 119, Iss. 4. P. 2131-2140. DOI: 10.1121/1.2141228
12. Swanson D., Black P., Girondin V., Bachmeyer P., Jolly M. Active vibration control using circular force generators. *European Rotorcraft Forum 2015 (September, 01-04, 2015, Munich, Germany)*.
13. Prakash K., Lesieutre G.A. Optimization of circular force generator placement for rotorcraft hub force and moment. *Journal of the American Helicopter Society*. 2019. V. 64, Iss. 1. DOI: 10.4050/jahs.64.012002
14. Black P.R., Swanson D.A., Badre-Alam A., Janowski M.D., Altieri R.E., Meyers A.D., Ryu J. Circular force generator devices, systems, and methods for use in an active vibration control system. Patent US, 2015/0321753 A1. (Publ. 12.11.2015)

ЭВРИСТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОСРЕДСТВОМ СИНТЕЗА ПРОГНОСТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПРОЦЕССА ФРЕЗЕРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ДЕТАЛЕЙ ОППОЗИТНО РАСПОЛОЖЕННЫМИ КОНЦЕВЫМИ ФРЕЗАМИ

© 2025

Е. А. Шестакова старший преподаватель кафедры технологии машиностроительных производств;
Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева;
anburg@mail.ru

В. О. Иевлев кандидат технических наук, доцент кафедры технологии машиностроительных производств;
Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева;
voievlev@kai.ru

Р. М. Янбаев кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой технологии машиностроительных производств;
Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева;
ruslan-vanbaev@mail.ru

Представлен сравнительный анализ существующих технологий фрезерования. Выявлено влияние основных отрицательных факторов, влияющих на качество обрабатываемых поверхностей. Предложены оптимальные схемы обработки оппозитными фрезами. Проведено моделирование процессов фрезерования оппозитно-расположенными фрезами тонкостенных протяжённых авиационных деталей. Исследуемый процесс описан соответствующими физическими величинами. Рассмотрена система из восьми характеристических уравнений, описывающих режимы и составляющие сил резания, а также динамику процесса фрезерования. Получено характеристическое уравнение в безразмерном виде, связывающее геометрические параметры режущего инструмента, величину подачи и частоту вращения фрезы. После проверки синтезированной математической модели расчётом была проведена экспериментальная проверка предлагаемой модели на адекватность реальному процессу при обработке оппозитно расположенными концевыми фрезами соответствующих стенок заготовок нервюр и балок из алюминиевого сплава, изготовленных штамповкой. Механически обработаны ребра колодцев и карманов авиационных деталей в условиях мелкосерийного производства. Замеры шероховатости проводились на профилографе-профилометре. Были определены оптимальные значения показателей степеней и соответствующих коэффициентов при симплексах математической модели. Проведён сравнительный анализ практических показателей и смоделированных данных процесса фрезерования. Полученная модель позволяет спрогнозировать результаты обработки предлагаемым способом с погрешностью 10-15%.

Тонкостенные авиационные детали; алюминиевый сплав; нервюра; балка; фрезерование; оппозитное расположение концевых фрез; теория размерностей; силы резания; колебания стенки

Цитирование: Шестакова Е.А., Иевлев В.О., Янбаев Р.М. Эвристическое моделирование посредством синтеза прогностической модели процесса фрезерования авиационных деталей оппозитно расположенными концевыми фрезами // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 174-184. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-174-184

Был теоретически описан и исследован процесс фрезерования малоустойчивых, тонкостенных и протяжённых авиационных деталей оппозитно расположенными концевыми фрезами. Механической обработке подвергались рёбра колодцев и карманов авиационных деталей типа нервюр и балок (рис. 1.) Детали такого типа выпускаются в условиях мелкосерийного производства.

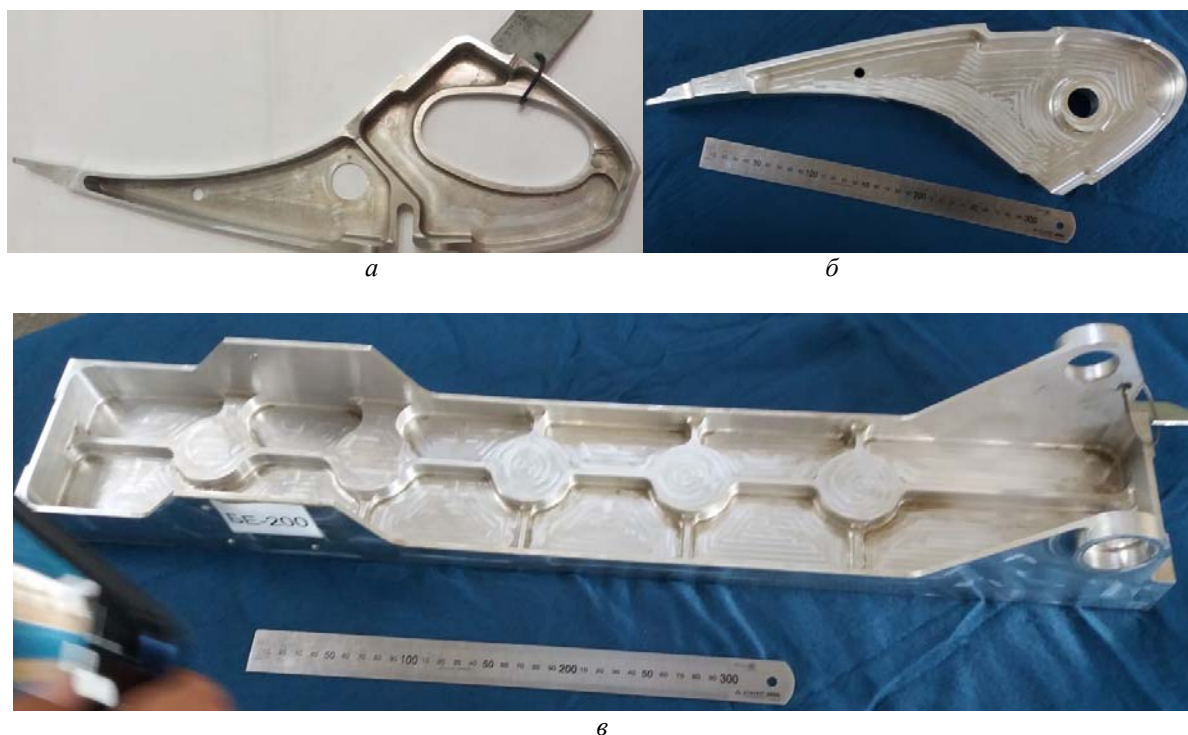


Рис. 1. Типовые авиационные детали: а, б – нервюры; в – балка

В процессе фрезерования одной фрезой представленных на рис. 1 авиационных деталей в ряде случаев наблюдаются недопустимые вибрационные процессы, отжимы стенок фрезой, что может привести к несоответствию геометрии и формы деталей и, как следствие, к браку. Вибрационные процессы значительно снижают качество поверхности детали. Опасные вибрации являются следствием малой устойчивости и тонкостенности обрабатываемых стенок колодцев и карманов. Для снижения вибраций на производстве процесс обработки ведут на минимальных режимах резания, что обуславливает низкую производительность. С целью повышения производительности и качества обработки существуют технологии фиксации обрабатываемой стенки с противоположной стороны относительно фрезы синхронно движущимся роликом [1]. Прижимной ролик необходимо крепить к фрезерной головке станка или к дополнительной оси на рабочем столе, что усложняет конструкцию оснастки. Необходимо вносить изменения в конструкцию станка, что не всегда возможно или достаточно затратно. Конструкции прижимных роликов строго индивидуальны и привязаны к конкретной детали, что значительно усложняет технологическую подготовку производства. При этом увеличение производительности невелико.

Кроме того, в условиях мелкосерийного производства использование при механической обработке прижимного ролика нецелесообразно. Авиационные детали в большинстве своем имеют уклоны исходя из способа получения заготовки, что также не позволяет с технологической точки зрения применять прижимной ролик при механической обработке.

Известна технология заливки легкоплавкими сплавами противоположной стороны обрабатываемой стенки относительно фрезы. Такой способ для обработки авиационных деталей неэффективен.

Авторами предложен способ фрезерования стенок колодцев и карманов авиационных деталей оппозитно расположенными фрезами [2]. Каждая фреза имеет свой привод с ЧПУ, что позволяет реализовывать сложные траектории перемещения фрез и об-

работку стенок переменной толщины. В работе выбрана схема б (рис. 2, б) попутного фрезерования, обеспечивающая минимальную шероховатость получаемой поверхности.

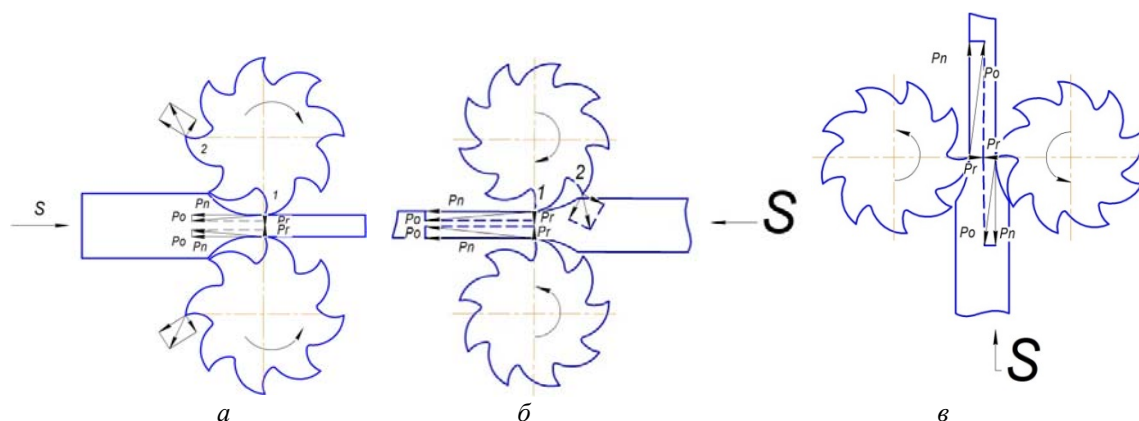


Рис. 2. Возможные схемы обработки оппозитными фрезами:
 а – встречное; б – попутное; в – смешанное

Синтез рабочей формулы состоит из двух частей. Первая часть – постановка и формулирование задачи. Вторая часть – описание исследуемого процесса соответствующими физическими величинами [3].

Постановка задачи теоретического исследования

Процесс фрезерования зависит от многих величин и технологических параметров процесса резания. Учесть все величины невозможно. Вследствие стохастичности процесса резания технологические параметры имеют вероятностное значение. Сложно создать детерминированные зависимости точностных характеристик от режимов резания и условий обработки. По этой причине авторами предложена методика описания исследуемого процесса, опирающаяся на элементы теории размерностей [4]. За количественный критерий оценки эффективности фрезерования поверхности выбрано отношение шероховатостей, а именно:

$$F = \frac{R_a^p}{R_a^\mu}, \quad (1)$$

где R_a^p – шероховатость обработанной поверхности на предыдущей операции, мкм; R_a^μ – шероховатость обрабатываемой поверхности, мкм; F – относительный критерий оценки эффективности фрезерования по шероховатости.

Значения критерия F лежат в пределах:

$$0 \leq F \leq 1; F \geq 1. \quad (2)$$

Если $F = 1$, то $R_a^p = R_a^\mu$, качество обработанной и обрабатываемой поверхности не различаются. С другой стороны, механическая обработка резанием подразумевает улучшение качества обрабатываемой поверхности или уменьшение значения шероховатости, что возможно при условии $F \geq 1$. При $0 \leq F \leq 1$ – область критических режи-

мов резания, при которых шероховатость обработанной поверхности больше, чем у обрабатываемой, что недопустимо.

Таким образом, предложенный критерий F (1) позволяет оценить эффективность процесса фрезерования. Значения критерия F дают возможность спрогнозировать в первом приближении значения конечной шероховатости обрабатываемой поверхности.

Для описания критерия F авторами предложены следующие значимые факторы, описывающие исследуемый процесс: D_{fr} – диаметр концевой фрезы, м; l_{fr} – длина режущей кромки фрезы, м; X_s – длина хорды (рис. 3), образованной режущей кромкой фрезы, м; l_s – секундное перемещение зоны контакта с обрабатываемой поверхностью по режущей кромке фрезы (рис. 4) вдоль обрабатываемой поверхности в перпендикулярном направлении относительно направления подачи, м; N – количество режущих кромок фрезы; ω – угловая скорость вращения фрезы, c^{-1} ; S – подача, м/с; t – глубина резания за один технологический проход, м.

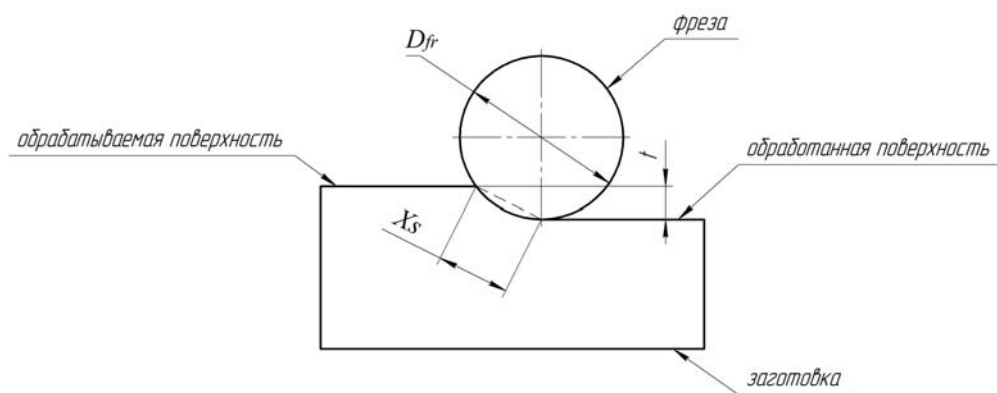


Рис. 3. Взаимное расположение фрезы и обрабатываемой заготовки в процессе фрезерования, X_s – длина хорды

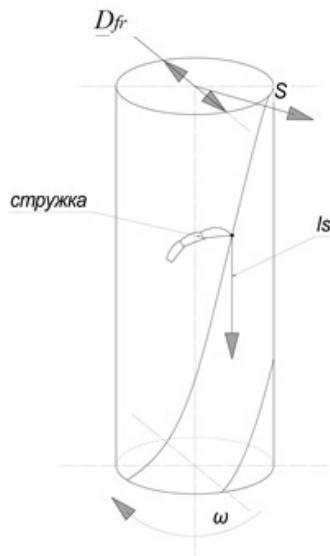


Рис. 4. Секундное перемещение зоны контакта с обрабатываемой поверхностью по режущей кромке фрезы

Путём математических преобразований получена система из восьми характеристических уравнений в безразмерном виде, описывающих динамику процесса резания, режимы резания и составляющие сил резания. Согласно π теореме определитель, составленный из коэффициентов при существенных величинах, отличен от нуля. Тожде-

ственно упростив величины при каждом характеристическом уравнении, система из восьми уравнений свелась к трём, связывающим геометрические параметры режущего инструмента, величину подачи и частоту вращения фрезы. Для дальнейших преобразований авторами выдвинута гипотеза, что значение шероховатости обработанной поверхности зависит от суммарной энергии вращательного движения фрезы вместе с фрезерной головкой, количества образующейся стружки в единицу времени и длины реза режущей кромки в секунду (секундная длина реза). Рассмотрены следующие выражения:

1. Для суммарной энергии вращательного движения фрезы вместе с фрезерной головкой:

$$F = \frac{R_a^p}{R_a^\mu} \approx \frac{mD_{fr}^2}{8} \text{ или } F = \left[\frac{\alpha D_{fr}^2}{8} \right], \quad (3)$$

где α – коэффициент, учитывающий массу m всех вращающихся частей фрезерной головки и фрезы. Размерность коэффициента α – 1/кг. Поскольку на процесс фрезерования оказывает влияние только геометрия и масса фрезы, которая много меньше массы всех вращающихся частей фрезерной головки, в дальнейших расчетах масса в уравнении (3) приравнена к 1. Исследуемый процесс зависит исключительно от геометрии фрезы, а суммарная масса учитывается через коэффициент α .

2. Для количества образующейся стружки в единицу времени:

$$F = \frac{R_a^p}{R_a^\mu} \approx l_{fr} S_t \text{ или } F \approx \left[\frac{\beta}{l_{fr} S_t} \right], \quad (4)$$

где β – коэффициент, учитывающий время образования стружки, сек. Очевидно, что чем большее количество стружки генерирует фреза, тем хуже получается качество обрабатываемой поверхности. По этой причине в уравнении (4) значения F обратно пропорциональны переменным величинам, описывающим исследуемый процесс.

3. Для секундной длины реза:

$$F = \frac{R_a^p}{R_a^\mu} \approx \left[\frac{X_s l_s N \omega}{2l} \gamma \right], \quad (5)$$

где γ – коэффициент, учитывающий время контакта режущей кромки с обрабатываемой поверхностью, 1/сек.

С учётом (3), (4), и (5) окончательно получено выражение:

$$F = \frac{R_a^p}{R_a^\mu} \approx \left[\frac{\alpha D_{fr}^2}{8} \right]^a \left[\frac{\beta}{l_{fr} S_t} \right]^b \left[\frac{X_s l_s N \omega}{2l} \gamma \right]^c. \quad (6)$$

При каждой существенной величине и при каждом выражении в квадратных скобках должен быть свой показатель степени a, b, c . Для определения показателей степеней необходимо проведение экспериментальных исследований. Фрезерование было проведено на отдельных стенках нервюр и балки, изготовленных по технологии послойного выращивания [5 – 7]. Полученные значения шероховатости поверхностей по-

сле фрезерований показали, что предварительные теоретические расчёты по выражению (6) могут быть проведены при показателях степеней равных 1/4, что также является частным случаем и не противоречит теоретическим изысканиям в области теории размерностей. Дополнительно принято, что значения коэффициентов $\gamma = \alpha = \beta = 1$. Учитывая вышеизложенные допущения, после алгебраических преобразований уравнение (6) примет вид:

$$F = \frac{R_a^p}{R_a^\mu} = \sqrt[4]{\frac{D_{fr}^2 X_s l_s N \omega}{16 l_{fr}^2 S_t}}. \quad (7)$$

Полученный результат является теоретическим моделированием процесса полустого фрезерования. Геометрические размеры фрез и режимы фрезерования были выбраны согласно рекомендациям [8 – 11]. Подставив численные значения существенных величин в выражение (7) при показателях степеней равных 1, получим:

$D_{fr} = 0,02$ м; $l_{fr} = 0,07$ м; $X_s = 0,0028$ м; $l_s = 0,7$ м; $N = 6$; $\omega = 60$ с⁻¹; $S = 0,008$ м/с; $t = 0,001$ м. При этих параметрах:

$$F = \frac{R_a^p}{R_a^\mu} = \sqrt[4]{\frac{0,02^2 \cdot 0,0028 \cdot 0,7 \cdot 6 \cdot 60}{16 \cdot 0,07^2 \cdot 0,08 \cdot 0,001}} = 2,59. \quad (8)$$

Расчёт показывает, что процесс полустого фрезерования эффективен. Шероховатость обработанной поверхности более чем в 2,5 раза меньше шероховатости обрабатываемой. Значение F – критерия эффективности фрезерования больше 1.

Моделирование для черного фрезерования при уменьшении количества режущих кромок фрезы до $N = 3$ и угловой скорости вращения фрезы до $\omega = 30$ с⁻¹, увеличении величины подачи до $S = 0,016$ м/с, глубины резания до $t = 0,004$ м показало следующее значение F – критерия эффективности фрезерования:

$$F = \frac{R_a^p}{R_a^\mu} = \sqrt[4]{\frac{0,02^2 \cdot 0,0028 \cdot 0,35 \cdot 3 \cdot 30}{16 \cdot 0,07^2 \cdot 0,016 \cdot 0,004}} = 1,62. \quad (9)$$

В этом случае расчёт также прогнозирует эффективность черного фрезерования. Шероховатость обработанной поверхности более чем в 1,5 раза меньше шероховатости обрабатываемой. Значение F – критерия эффективности фрезерования больше 1. В случае дальнейшего снижения частоты вращения фрезы значительно уменьшается значение l_s , что приводит к ситуации, когда значение F – критерия эффективности фрезерования меньше 1, что недопустимо.

Следует отметить, что выражения (3), (4) и (5) имеют размерности при значениях коэффициентов $\alpha, \beta, \gamma = 1$, что на первый взгляд противоречит основным алгоритмам и методикам теории размерностей. Но окончательное уравнение (7) безразмерно. Этот факт позволил авторам связать физические процессы, происходящие в каждом из рассматриваемых симплексов, с окончательным уравнением (7). И тот факт, что значение F в уравнении (7) безразмерно, доказывает правильность теоретических исследований для каждого симплекса.

После проверки синтезированной модели расчётом по формуле (7) на режимах $\omega = 60$ с⁻¹, $S = 0,008$ м/с, $t = 0,001$ м была проведена экспериментальная проверка её

адекватности реальному технологическому процессу при обработке оппозитно расположенными концевыми фрезами $D_{fr}=0,02$ м, с количеством зубьев 6, соответствующих стенок заготовок нервюр и балки из сплава АК6Т1, изготовленных штамповкой. Полученные значения шероховатости поверхностей после черновой и чистовой обработки представлены на профилограммах (рис. 5 – 7). Замеры шероховатости проводились на профилографе-профилометре HOMMEL-ETAMIC W 20.

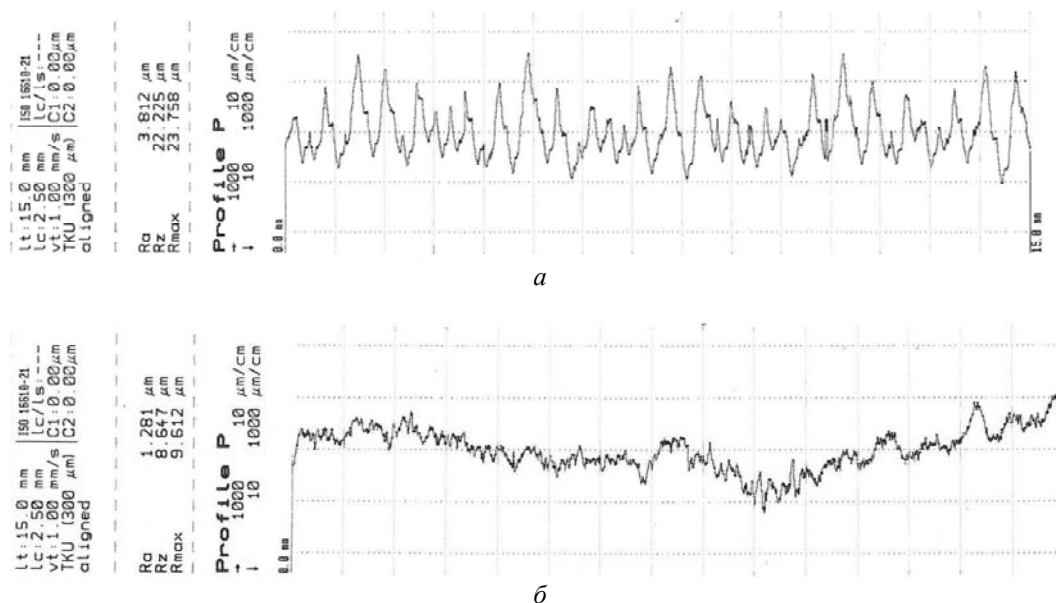


Рис. 5. Профилограмма черновой (а) и чистовой обработки (б) боковой стенки детали «БАЛКА» (Масштаб 1:1)

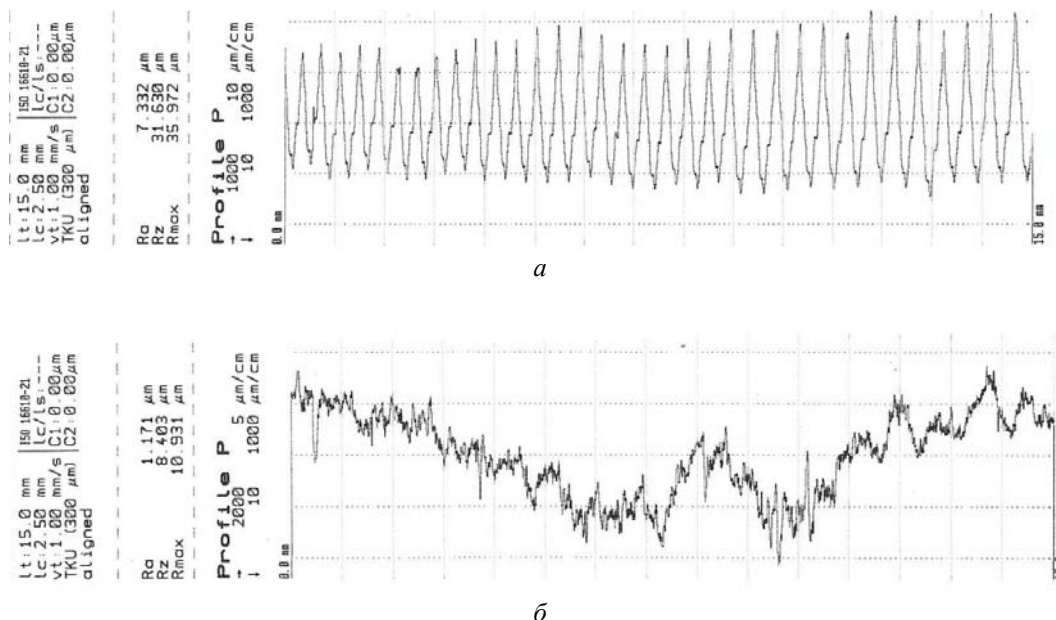


Рис. 6. Профилограмма черновой (а) и чистовой обработки (б) боковой стенки детали «НЕРВЮРА – 1» (Масштаб чистовой обработки 1:1, черновой 1:2)

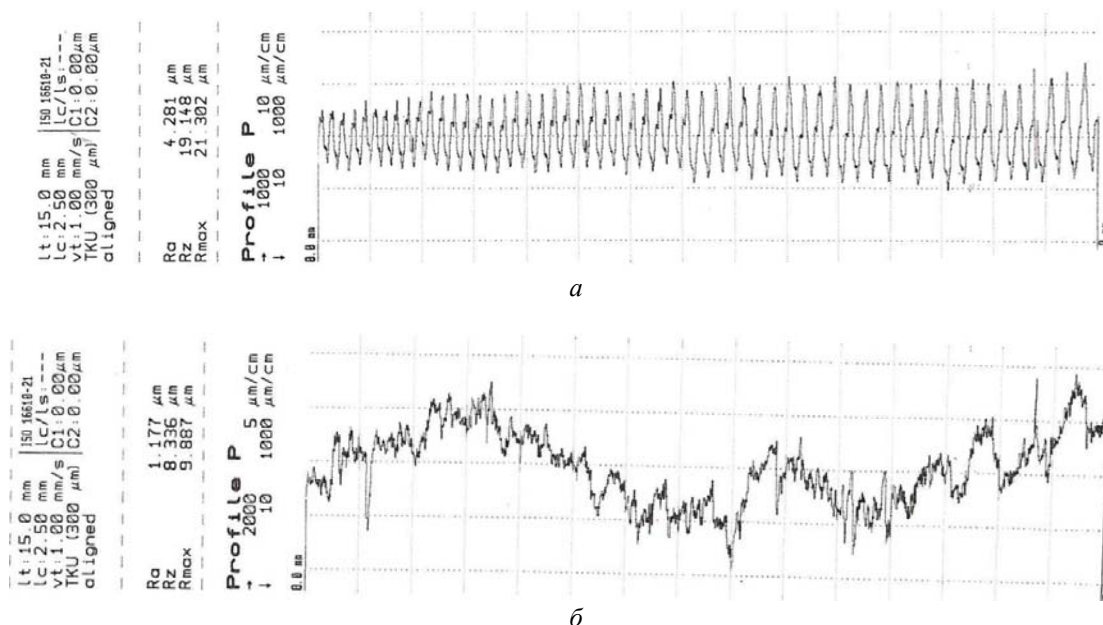


Рис. 7. Профилограмма черновой (а) и чистовой обработки (б) боковой стенки детали «НЕРВЮРА – 2»
(Масштаб чистовой обработки 1:1, черновой 1:2)

В результате экспериментальной обработки нервюр и балки получены практические значения шероховатостей обработанных поверхностей, отличающиеся от теоретически рассчитанных по формуле (7) в среднем на 10...15%, что доказывает адекватность разработанной модели.

Для детального, численного прогноза значений F – относительного критерия оценки эффективности фрезерования по шероховатости необходимо на основе многочисленных практических результатов по фрезерованию оппозитно расположенными фрезами определить показатели степеней и значения коэффициентов в формуле (6) для конкретных условий обработки с учётом рекомендаций [12 – 14].

Заключение

Разработана математическая модель, описывающая процесс перспективного для авиационной промышленности процесса фрезерования оппозитно расположенными фрезами. В процессе синтеза модели был применен эвристический подход, сформулирована гипотеза, выявлены значимые факторы процесса резания. В качестве безразмерного критерия оценки качества поверхности предложен критерий F , численно равный отношению шероховатостей обрабатываемой и обработанной поверхностей.

Модель позволяет реализовать прогноз и расчёт значения шероховатостей поверхностей, фрезеруемых оппозитно расположенными фрезами по технологии совмещённого реза. Совмещённый рез позволяет исключить значительное коробление, отжим и снизить шероховатость поверхностей при фрезеровании авиационных деталей. В этом случае исключается отжиг для деталей и заготовок для устранения внутренних напряжений.

Модель позволяет получить прогноз по качеству получаемой поверхности, а также после определения показателей степеней и значений коэффициентов α, β, γ численные значения шероховатостей.

Проведена проверка адекватности синтезированной модели. Относительная погрешность расчётных и практических значений шероховатости составила 10...15%.

Библиографический список

1. Сычев А.К., Михайлов В.К., Семенов В.А., Кульчев В.М., Милехин Е.С., Коротких В.С. Кромкофрезерный станок: патент SU № 1107967; опубл. 15.08.84; бюл. № 30.
2. Шестакова Е.А., Иевлев В.О., Янбаев Р.М., Курылев Д.В. Синтез слабонагруженной обшивки летательных аппаратов // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. 2020. Т. 76, № 4. С. 63-66.
3. Клайн С.Дж. Подобие и приближенные методы. М.: Мир, 1968. 304 с.
4. Седов Л.И. Методы подобия и размерности в механике. М.: Наука, 1987. 430 с.
5. Шестакова Е.А. Повышение качества авиационных деталей, получаемых методом послойного формования из алюминиевых сплавов // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. 2020. Т. 76, № 2. С. 87-91.
6. Шестакова Е.А., Янбаев Р.М., Янбаев Ф.М., Галдина А.Ю. Исследование процесса формообразования деталей и заготовок методом послойного наплавления сплавов // Сборник докладов Всероссийской научно-практической конференции с международным участием «Новые технологии, материалы и оборудование российской авиакосмической отрасли» (10-12 августа 2016 г., Казань). Т. 1. Казань: Изд-во Академии наук РТ, 2016. С. 526-533.
7. Шестакова Е.А., Янбаев Р.М., Галдина А.Ю. Высокопроизводительный способ изготовления фасонных деталей типа тел вращения из алюминиевых сплавов: патент РФ № 2707371; опубл. 26.11.2019; бюл. № 33.
8. Руководящие технические материалы РТМ 1311. Подготовка программ для деталей на фрезерных станках с числовым программным управлением. М.: Научно-исследовательский институт технологии и организации производства, 1971. 500 с.
9. Иевлев В.О. Проектирование оптимальных операций фрезерования авиационных деталей. Автореф. ... дис. канд. техн. наук. Казань, 1989. 32 с.
10. Козлов С.В., Ширшов Е.О. Исследование динамики фрезерования тонкостенных элементов деталей // Инновации в науке. 2019. № 4 (92). С. 29-34.
11. Назаров М.В., Киселев Е.С. Фрезерование тонкостенных заготовок из алюминиевых сплавов при учёте условий жёсткости и автоматизации назначения элементов режима обработки на станках с ЧПУ // Горное оборудование и электромеханика. 2019. № 6 (146). С. 42-47. DOI: 10.26730/1816-4528-2019-6-42-46
12. Старовойтов С.В., Красников И.П., Гайлиш М.Д. Повышение эффективности лезвийной обработки компрессорных лопаток за счёт объёмного строгания // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2023. № 1. С. 121-127.
13. Паймушин В.Н., Фирсов В.А., Шишкин В.М., Газизуллин Р.К. Распространение вибраций в тонкостенных каркасированных конструкциях // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2022. № 3. С. 49-54.
14. Кугультинов С.Д., Щенятский А.В., Жияев А.С. Численный анализ влияния условий механической обработки на напряжённо-деформированное состояние крупногабаритных тонкостенных деталей сложной формы // Интеллектуальные системы в производстве. 2018. Т. 16, № 3. С. 17-21. DOI: 10.22213/2410-9304-2018-3-17-21

HEURISTIC MODELING OF THE PROCESS OF MILLING AVIATION PARTS WITH OPPOSED END MILLS BY SYNTHESIS OF A PREDICTIVE MODEL

© 2025

E. A. Shestakova Senior Lecturer of the Department of Technology of Mechanical Engineering Production;
Kazan National Research Technical University
named after A.N. Tupolev, Kazan, Russian Federation;
anburg@mail.ru

V. O. Ievlev Candidate of Science (Engineering), Associate Professor
of the Department of Technology of Mechanical Engineering Production;
Kazan National Research Technical University
named after A.N. Tupolev, Kazan, Russian Federation;
voievlev@kai.ru

R. M. Yanbaev Candidate of Science (Engineering), Associate Professor,
Head of the Department of Technology of Mechanical Engineering Production;
Kazan National Research Technical University
named after A.N. Tupolev, Kazan, Russian Federation;
ruslan-yanbaev@mail.ru

The paper presents a comparative analysis of existing milling technologies. The influence of the main negative factors affecting the quality of machined surfaces is revealed. Optimal schemes for machining with opposed cutters are proposed. The modeling of milling processes with oppositely located cutters of thin-walled extended aircraft parts is carried out. The process under study is described by the appropriate physical quantities. A system of eight characteristic equations describing the modes and components of cutting forces, as well as the dynamics of the milling process, is considered. A characteristic equation in dimensionless form is obtained, linking the geometric parameters of the cutting tool, the feed rate and the rotation frequency of the cutter. After checking the synthesized mathematical model by calculation, an experimental check of the proposed model for adequacy to the real process was carried out when machining the appropriate walls of blanks of ribs and beams made of aluminum alloy, manufactured by stamping, with oppositely located end mills. The edges of wells and pockets of aircraft parts were machined in small-scale production conditions. Roughness measurements were taken using a profilograph-profilometer. Optimum values of exponents and appropriate coefficients for simplexes of the mathematical model were determined. A comparative analysis of practical indicators and simulated data of the milling process was carried out. The resulting model allows predicting the results of machining by the proposed method with an error of 10...15%.

Thin-walled aircraft parts; aluminum alloy; rib; beam; milling; opposed arrangement of end mills; dimensional theory; cutting forces; wall vibrations

Citation: Shestakova E.A., Ievlev V.O., Yanbaev R.M. Heuristic modeling of the process of milling aviation parts with opposed end mills by synthesis of a predictive model. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 174-184. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-174-184

References

1. Sychev A.K., Mikhaylov V.K., Semenov V.A., Kul'chev V.M., Milekhin E.S., Korotkikh V.S. *Kromkofrezernyy stanok* [Edge milling machine]. Patent SU, no. 1107967, 1984. (Publ. 15.08.84, bull. no. 30)
2. Shestakova E.A., Ievlev V.O., Yanbaev R.M., Kurylev D.V. Synthesis of low loaded aircraft skin. *Vestnik Kazanskogo Gosudarstvennogo Tekhnicheskogo Universiteta im. A.N. Tupoleva*. 2020. V. 76, no. 4. P. 63-66. (In Russ.)
3. Kline S.J. *Similitude and approximation theory*. McGraw-Hill, 1965. 229 p.
4. Sedov L.I. *Metody podobiya i razmernosti v mekhanike* [Methods of similarity and dimensions in mechanics]. Moscow: Nauka Publ., 1987. 430 p.

5. Shestakova E.A. Improving the quality of aircraft parts produced by the method of layer-by-layer formation from aluminum alloys. *Vestnik Kazanskogo Gosudarstvennogo Tekhnicheskogo Universiteta im. A.N. Tupoleva*. 2020. V. 76, no. 2. P. 87-91. (In Russ.)

6. Shestakova E.A., Yanbaev R.M., Yanbaev F.M., Galdina A.Yu. Issledovanie protsessa formoobrazovaniya detaley i zagotovok metodom posloynogo naplavlenniya splavov. *Sbornik Dokladov Vserossiyskoy Nauchno-Prakticheskoy Konferentsii s Mezhdunarodnym Uchastiem «Novye Tekhnologii, Materialy i Oborudovanie Rossiyskoy Aviakosmicheskoy Otrastli» (August, 10-12, 2016, Kazan)*. V. 1. Kazan: Akademiya nauk RT Publ., 2016. P. 526-533. (In Russ.)

7. Shestakova E.A., Yanbaev R.M., Galdina A.Yu. *Vysokoproizvoditel'nyy sposob izgotovleniya fazonnykh detaley tipa tel vrashcheniya iz alyuminiyevykh splavov* [High-efficiency method of making shaped parts of rotation bodies from aluminium alloys]. Patent RF, no. 2707371, 2019. (Publ. 26.11.2019, bull. no. 33)

8. RTM 1311 Technical Guidance Materials. Preparation of programs for parts using CNC milling machine tools. Moscow: Nauchno-Issledovatel'skiy Institut Tekhnologii i Organizatsii Proizvodstva Publ., 1971. 500 p. (In Russ.)

9. Ievlev V.O. *Proektirovanie optimal'nykh operatsiy frezerovaniya aviatsionnykh detaley*. Avtoref. ... dis. kand. tekhn. nauk [Design of optimal operations of milling aircraft parts. Abstract of dissertation for the Candidate Degree in Science (Engineering)]. Kazan, 1989. 32 p.

10. Kozlov S.V., Shirshov E.O. Investigation of the dynamics of milling thin-walled elements of parts. *Innovatsii v Nauke*. 2019. No. 4 (92). P. 29-34. (In Russ.)

11. Nazarov M.V., Kiselev E.S. Milling of thin walled components from aluminum alloys by considering the conditions of rigidity and automation assignment elements of a cutting mode on CNC machines. *Mining Equipment and Electromechanics*. 2019. No. 6 (146). P. 42-47. (In Russ.). DOI: 10.26730/1816-4528-2019-6-42-46

12. Starovoitov S.V., Krasnikov I.P., Gailish M.D. Improving of the efficiency of compressor blade edge cutting machining due to volumetric planing. *Russian Aeronautics*. 2023. V. 66, Iss. 1. P. 130-137. DOI: 10.3103/s106879982301018x

13. Paimushin V.N., Firsov V.A., Shishkin V.M., Gazizullin R.K. Vibration transmission in thin-wall framed structures. *Russian Aeronautics*. 2022. V. 65, Iss. 3. P. 490-497. DOI: 10.3103/s1068799822030072

14. Kugultinov S.D., Shchenyatskii A.V., Zhilyaev A.S. Numerical analysis of influence of mechanical processing conditions on stress-deformed state of large-size thin-wall complex parts. *Intellektual'nye Sistemy v Proizvodstve*. 2018. V. 16, no. 3. P. 17-21. (In Russ.)