

## СОДЕРЖАНИЕ

---

---

### АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

---

#### МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ РАЗМЕЩЕНИЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ С ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ ОЦЕНКОЙ МАССЫ БОРТОВОЙ КАБЕЛЬНОЙ СЕТИ

*А. А. Беляков, А. И. Шулепов, В. М. Папазов,  
В. И. Приходько, А. В. Федосов*

7

#### КЛАССИФИКАЦИОННЫЕ ПРИЗНАКИ КОНСТРУКЦИЙ АДАПТИВНЫХ КРЫЛЬЕВ: ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ, ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ РАЗРАБОТКИ

*М. Ю. Ветлицын, Н. Г. Шаронов*

25

#### АВТОМАТИЗАЦИЯ КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ И МОДИФИКАЦИИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ САМОЛЁТНОГО ТИПА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ И ЭВОЛЮЦИОННЫХ АЛГОРИТМОВ. ЧАСТЬ 2: РЕЗУЛЬТАТЫ И АНАЛИЗ

*В. А. Комаров, О. Е. Лукьянов, В. Х. Хоанг,  
Е. И. Куркин, Х. Г. Куихада Пиокуинто*

48

#### МОДЕЛИРОВАНИЕ БОРТОВОГО ЭНЕРГОБАЛАНСА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

*В. И. Куренков, Е. А. Пупков, И. С. Ткаченко*

65

#### МЕТОД ИСПЫТАНИЙ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ ВНЕСЕНИЯ НЕИСПРАВНОСТЕЙ В АЛГОРИТМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ

*Д. А. Недорезов, А. И. Постников,  
А. В. Мурыгин, А. В. Шнайдер*

79

#### О ДОПУСТИМОМ УРОВНЕ РИСКОВ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОГРАММ СТРАТЕГИЧЕСКОГО ПЛАНИРОВАНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ИННОВАЦИЙ В РАЗВИТИИ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ

*Б. М. Петрухин, Ю. В. Бычков,  
А. А. Летагин, Т. В. Фурсаева*

89

### МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ

---

#### МОДЕЛЬ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ И МЕТАЛЛОПОРОШКОВОЙ КОМПОЗИЦИИ В ПРОЦЕССЕ ПРЯМОГО ЛАЗЕРНОГО ВЫРАЩИВАНИЯ ЗАГОТОВОК ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

*А. В. Балякин*

99

<b>МОДЕЛЬ ДИНАМИКИ ЛЕПЕСТКОВОГО КЛАПАНА В НЕСТАЦИОНАРНОМ ПОТОКЕ, АЛГОРИТМ И ВАЛИДАЦИЯ НА ОДНОЦИКЛОВОЙ УСТАНОВКЕ</b> <i>Р. Д. Еникеев, А. А. Черноусов</i>	112
<b>РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОЦЕНКИ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ КОЛЬЦЕВОГО СОПЛА С ПЛОСКИМ ЦЕНТРАЛЬНЫМ ТЕЛОМ В СОСТАВЕ РАБОТЫ СТЕНДОВОЙ КАМЕРЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ</b> <i>А. А. Киришина, А. А. Левихин, А. Ю. Кишин</i>	125
<b>РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ПОВРЕЖДЁННОСТИ ПО ТОЛЩИНЕ ИЗГИБАЕМОГО ЛИСТА ПРИ ПРИМЕНЕНИИ ДИАГРАММЫ ПЛАСТИЧНОСТИ</b> <i>Е. А. Лямина</i>	133
<b>РАСЧЁТНЫЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ГАСИТЕЛЯ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ ТРУБОПРОВОДНЫХ СИСТЕМ</b> <i>Т. Б. Миронова, П. Д. Рекадзе, А. Б. Прокофьев, Л. В. Родионов</i>	144
<b>ИСПЫТАНИЕ НА ТЕРМОЦИКЛИРОВАНИЕ КЛЕЕВОГО СОЕДИНЕНИЯ «ТИТАН – УГЛЕПЛАСТИК», ПОЛУЧЕННОГО С ПРИМЕНЕНИЕМ ТЕХНОЛОГИИ ЛАЗЕРНОГО ТЕКСТУРИРОВАНИЯ</b> <i>М. С. Руденко, А. В. Гирн, А. Е. Михеев, В. Б. Тайгин</i>	155
<b>МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ РАСПЫЛА И ГОРЕНИЯ КЕРОСИНА И ЖИДКОГО КИСЛОРОДА В КАМЕРЕ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ</b> <i>М. Н. Сеньчев, И. А. Зубрилин, А. А. Юртаев, М. А. Бенедюк, Ю. В. Комисар</i>	167
<b>ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ РАБОТЫ НИЗКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК</b> <i>О. В. Тремкина, Е. В. Благин, Р. А. Паньшин, В. И. Шихалев</i>	180
<b>ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ СОЗДАНИЯ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДАТЧИКОВ ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ СИСТЕМЫ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ</b> <i>А. А. Трофимов, Е. А. Печерская, С. А. Здобнов</i>	191

---

---

## CONTENTS

---

---

---

### AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

---

#### METHODOLOGY OF CALCULATING ON-BOARD EQUIPMENT ARRANGING COORDINATES WITH PRELIMINARY ESTIMATE OF ON-BOARD CABLE SYSTEM MASS

*A. A. Belyakov, A. I. Shulepov, V. M. Papazov,  
V. I. Prihodko, A. V. Fedosov*

7

#### CLASSIFICATION FEATURES OF ADAPTIVE WING DESIGNS: HISTORY OF CREATION, APPLICATION EXPERIENCE AND ADVANCED DEVELOPMENTS

*M. Yu. Vetlitsyn, N. G. Sharonov*

25

#### AUTOMATION OF CONCEPTUAL DESIGN AND MODIFICATION OF AIRCRAFT-TYPE UNMANNED AERIAL VEHICLES USING MULTIDISCIPLINARY OPTIMIZATION AND EVOLUTIONARY ALGORITHMS. PART 2: RESULTS AND ANALYSIS

*V. A. Komarov, O. E. Lukyanov, V. H. Hoang  
E. I. Kurkin, J. G. Quijada Pioquinto*

48

#### SIMULATION OF THE ONBOARD ENERGY BALANCE OF SPACECRAFT FOR EARTH REMOTE SENSING

*V. I. Kurenkov, E. A. Pupkov, I. S. Tkachenko*

65

#### METHOD OF TESTING THE SOFTWARE OF SPACECRAFT ELECTRONIC EQUIPMENT BASED ON FAULT INJECTION IN THE ALGORITHMS OF ORIENTATION AND STABILIZATION

*D. A. Nedorezov, A. I. Postnikov,  
A. V. Murigin, A. V. Shnaider*

79

#### ON THE ACCEPTABLE LEVEL OF RISKS IN THE IMPLEMENTATION OF STRATEGIC PLANNING PROGRAMS FOR TECHNOLOGICAL INNOVATIONS IN THE DEVELOPMENT OF SPACE SYSTEMS

*B. M. Petrukhin, Yu. V. Bychkov,  
A. A. Letyagin, T. V. Fursaeva*

89

---

### MECHANICAL ENGINEERING

---

#### MODEL OF INTERACTION BETWEEN LASER RADIATION AND METAL POWDER COMPOSITION DURING DIRECT LASER GROWTH

*A. V. Balyakin*

99

<b>MODEL OF REED VALVE DYNAMICS IN UNSTEADY FLOW, SOLUTION ALGORITHM, AND VALIDATION ON A SINGLE-CYCLE RIG</b> <i>R. D. Enikeev, A. A. Chernousov</i>	112
<b>RESULTS OF EXPERIMENTAL EVALUATION OF THE POSSIBILITY OF USING AN ANNULAR NOZZLE WITH A FLAT CENTRAL BODY AS PART OF A STAND LIQUID ROCKET ENGINE CHAMBER</b> <i>A. A. Kirshina, A. A. Levikhin, A. Yu. Kirshin</i>	125
<b>THROUGH-THICKNESS DAMAGE DISTRIBUTION IN SHEET BENDING EMPLOYING THE WORKABILITY DIAGRAM</b> <i>E. A. Lyamina</i>	133
<b>COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL STUDIES OF A PRESSURE PULSATION DAMPER FOR PIPELINE SYSTEMS</b> <i>T. B. Mironova, P. D. Rekadze, A. B. Prokofiev, L. V. Rodionov</i>	144
<b>THERMOCYCLING TEST OF A TITANIUM-CARBON FIBER ADHESIVE JOINT PRODUCED USING LASER TEXTURING TECHNOLOGY</b> <i>M. S. Rudenko, A. V. Girn, A. E. Mikheev, V. B. Taigin</i>	155
<b>SIMULATION OF THE PROCESSES OF SPRAYING AND COMBUSTION OF KEROSENE AND LIQUID OXYGEN IN THE CHAMBER OF A LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINE</b> <i>M. N. Senchev, I. A. Zubrilin, A. A. Yurtaev, M. A. Benedyuk, Yu. V. Komisar</i>	167
<b>EVALUATION OF THE INFLUENCE OF VARIOUS FACTORS ON THE PRODUCTIVITY IN LOW-TEMPERATURE POWER PLANTS</b> <i>O. V. Tremkina, E. V. Blagin, R. A. Panshin, V. I. Shikhalev</i>	180
<b>RESEARCH OF THE TECHNOLOGY OF DEVELOPING SENSITIVE ELEMENTS OF ROCKET ENGINE SYSTEM PRESSURE SENSORS</b> <i>A. A. Trofimov, E. A. Pecherskaya, S. A. Zbodnov</i>	191



## МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ РАЗМЕЩЕНИЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ С ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ ОЦЕНКОЙ МАССЫ БОРТОВОЙ КАБЕЛЬНОЙ СЕТИ

© 2024

- А. А. Беляков** инженер-конструктор III категории;  
Ракетно-космическая корпорация «Энергия»  
имени С.П. Королёва, г. Королёв;  
[post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)
- А. И. Шулепов** кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения имени Генерального конструктора Д.И. Козлова;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[shulepov-al@mail.ru](mailto:shulepov-al@mail.ru)
- В. М. Папазов** кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник;  
Ракетно-космическая корпорация «Энергия»  
имени С.П. Королёва, г. Королёв;  
[post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)
- В. И. Приходько** начальник сектора;  
Ракетно-космическая корпорация «Энергия»  
имени С.П. Королёва, г. Королёв;  
[post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)
- А. В. Федосов** инженер-конструктор I категории;  
Ракетно-космическая корпорация «Энергия»  
имени С.П. Королёва, г. Королёв;  
[post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

Предлагается методика для оптимизации компоновки бортовой аппаратуры в отсеках космических аппаратов по критерию минимума массы бортовой кабельной сети. Цель работы заключается в создании единой методики размещения приборов и проверки выполнения технических требований. Приведены методические выкладки, касающиеся учёта подключений приборов между собой и с прочими элементами систем, а также предварительной оценки массы бортовой кабельной сети, как задачи вариационного исчисления с элементами топологической оптимизации. Представлен алгоритм размещения приборов на основе схемы их подключений с возможностью контроля выполнения эргономических, монтажных, габаритных, массо-центровочных требований к компоновке. Тестирование проведено на примере космического аппарата с отсеком цилиндрической формы. Оно было организовано в несколько этапов, чтобы проследить изменение массы бортовой кабельной сети при смещениях приборов для выполнения эргономических, монтажных, габаритных требований. Результаты тестирования позволили усовершенствовать процедуры определения координат размещения приборов с заданным положением и значений габаритных зазоров, а также сравнить полученную массу кабелей с данными из статистики.

*Бортовая аппаратура; бортовая кабельная сеть; компоновка приборов; отсек космического аппарата; электрическая схема; задача размещения; задача трассировки*

---

**Цитирование:** Беляков А.А., Шулепов А.И., Папазов В.М., Приходько В.И., Федосов А.В. Методика определения координат размещения бортовой аппаратуры с предварительной оценкой массы бортовой кабельной сети // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 4. С. 7-24. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-7-24

### Введение

Прокладка трасс бортовой кабельной сети (БКС) в отсеках космических аппаратов (КА) вдоль обечаек корпуса и по основным конструктивным составным частям приборных рам способствует вариативности конструкторских решений, вследствие че-

го отслеживать рациональность монтажей становится затруднительно. В качестве критерия эффективности решения задачи трассировки БКС обычно принимается масса БКС или её длина. Образующееся в ходе разработки монтажей множество конфигураций БКС, как правило, содержит варианты с существенно различающейся топологией и техническими требованиями к монтажу. В связи с этим определённое развитие получили методы, автоматизирующие трассировку и оптимизацию длины и массы БКС, которые позволяют добиться приемлемой производительности труда от инженера-конструктора при решении данной задачи. Наибольшую популярность на предприятиях получили методы, построенные на основе теории множеств и теории графов, которые с разной точностью позволяют описывать модели монтажных пространств в отсеке, составных частей кабелей, габаритных ограничений и т.д. Некоторые из этих методов [1 – 4] предполагают построение множества возможных трасс только в диалоговом режиме, другие же [5 – 8] методически предусматривают автоматическую генерацию путей минимальной длины и массы. Все эти методы сводятся к решению задачи линейного программирования или задачи Штейнера [9], например, при помощи алгоритма Краскала [10], или алгоритма Дейкстры [11], или метода случайного поиска.

Однако, стоит обратить внимание, что для решения задачи оптимизации БКС в качестве исходных данных используется компоновка бортовой аппаратуры (БА). Следовательно, прокладка трасс зависит от схемы размещения БА и в некотором смысле предопределяется ею. Исходя из этого, можно заключить, что возможности по оптимизации коммуникаций в отсеке неявно геометрически ограничены. Чтобы расширить область решений по массе и длине БКС, видится достаточно перспективным исследовать задачу рационального размещения БА в отсеке КА и обеспечить более качественные компоновочные решения с точки зрения функциональных требований к размещению БА, что и является основной целью настоящей работы. В свою очередь актуальность работы выражается в том, что на текущий момент перед предприятиями космического машиностроения стоят задачи импортозамещения и развития систем автоматизированного проектирования и повышения производительности труда в конструкторских бюро. Переход с прежних программных продуктов компаний Siemens AG, PTC Plc., Autodesk Plc. требует развития отечественных расчётных модулей. Задачами данной работы являются совершенствование математического обеспечения методики оптимизации компоновки БА в развитие работы [12], доработка алгоритма размещения БА в отсеках КА, а также отработка алгоритма в части выполнения функциональных требований к компоновке БА.

### **Подключение приборов по кабелям**

Монтаж кабелей должен быть обеспечен в соответствии с конструктивной схемой деления изделия и схемной конструкторской документацией на системы. В случае, когда разработкой конструкторской документации на электрические схемы, кабели и монтажи занимаются разные подразделения предприятия, для сокращения сроков рекомендуется организовывать централизованное наполнение базы данных по БА и её подключениям. Со временем приборный состав изделий совершенствуется, поэтому такая база данных должна постоянно поддерживаться в актуальном состоянии. В противном случае сбор и обработка исходных данных задерживаются до момента выпуска электрических схем. Подробнее о процессе разработки БКС рекомендуется ознакомиться в исследовании [13].

Также стоит отметить, что в контексте данной задачи при моделировании трасс не требуется детализация соединителей кабелей, пломб, бирок и предохранительных крышек, так как цель заключается в разработке компоновки приборов, а не монтажа БКС. То же касается анализа форм переплетений и перекручиваний кабелей.

Таким образом, предварительное моделирование трасс сводится к созданию бинарных связей между моделями приборов и заданию системы геометрических пространственных ограничений, которые определяют границы зон размещения БА и при необходимости зарезервированные под крепёж БКС точки. Связи могут быть заданы как между приборами, так и между приборами и некими опорными элементами, в качестве которых могут выступать гермопереходники, контрольные точки для установки датчиковой аппаратуры и т.п. В работе [12] это было формализовано в виде конъюнкции:

$$\rho(\Gamma_i; \Gamma_j) \wedge \rho(\Gamma_{i-1}; \Gamma_i), \quad (1)$$

где  $\rho(\Gamma_i; \Gamma_j)$  – прямоугольная матрица подключений между приборами и опорными элементами;  $\rho(\Gamma_{i-1}; \Gamma_i)$  – квадратная нижнетреугольная матрица подключений между приборами в отсеке;  $\Gamma_j = \Gamma(a_j)$  – точечные модели опорных элементов;  $i = \overline{1, n}$  – порядковый номер прибора;  $j = \overline{1, N}$  – порядковый номер опорного элемента;  $N$  – количество опорных элементов;  $n$  – количество приборов;  $\Gamma$  – топология геометрического объекта.

Из формулы (1) следует, что связи БА характеризуются топологией приборов и опорных элементов на основании электрических схем. И если последние определяются точечными моделями, то топология каждого из приборов описывается замкнутой оболочечной моделью [12]:

$$\Gamma_i = \Gamma(a_i; b_i; c_i) : \begin{cases} b_i = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{\kappa_i} ka_{ik} \\ c_i = 2 - (a_i - b_i) \end{cases}, \quad (2)$$

где  $a_i$  – количество вершин прибора;  $b_i$  – количество рёбер прибора;  $c_i$  – количество граней прибора;  $k = \overline{1, \kappa_i}$  – индекс, обозначающий количество рёбер, сходящихся в вершине;  $\kappa_i$  – максимальное количество рёбер, сходящихся в вершине.

Топология прибора (2), дополненная данными о его массе и габаритах, формирует электронную габаритную модель такого прибора, размещением которой и занимается инженер-конструктор в системе автоматизированного проектирования. Поэтому будет целесообразно описать эту модель параметрами:

$$(m_i; l_i; \Gamma_i), \quad (3)$$

где  $m_i$  – масса прибора;  $l_i = (l_{xi} \quad l_{yi} \quad l_{zi})^T$  – габариты прибора.

Расстояниям между БА ставятся в соответствие бинарные связи БА по БКС, содержащиеся в матрицах подключений (1), элементы которых могут быть заданы булевыми функциями через предикаты:

$$\rho(\Gamma_{i-1}; \Gamma_i) = [T_{ii}] : T_{ii} = \begin{cases} 1, & \text{если связь есть} \\ 0, & \text{если связи нет} \end{cases} \\ \rho(\Gamma_i; \Gamma_j) = [T_{ij}] : T_{ij} = \begin{cases} 1, & \text{если связь есть} \\ 0, & \text{если связи нет} \end{cases}. \quad (4)$$

### Координаты размещения приборов и масса кабелей

Модель компоновки БА в матрично-топологической форме имеет вид [12]:

$$A_{t+1}(r) = F[A_t(r)], \quad (5)$$

где  $r$  – вектор координат центра масс компоновки БА;  $A$  – компоновка БА;  $t$  – порядковый номер процедуры отображения (шаг конвертации);  $F$  – оператор пошагового отображения компоновки БА в отсеке КА (конвертор).

Наиболее распространённой геометрической формой модели прибора (3) является прямоугольный параллелепипед. Практика компоновочных работ показывает, что рёбра корпусов приборов в большинстве случаев должны быть параллельны осям отсека КА. На основании этого принято решение не учитывать в модели (5) углы пространственной ориентации приборов в пространстве отсека – по вопросу юстировки БА будет проведена отдельная работа в дальнейшем.

Принимая за основной критерий эффективности минимум массы БКС, задачу оптимизации компоновки БА (5) в рамках настоящего исследования можно свести к вычислению координат размещения приборов, исходя из функциональных требований, отраженных в матрицах подключений (1) предикатами (4). В таком случае конвертор для оптимизации компоновки БА (5) имеет вид [12]:

$$F_{БКС} = \bigwedge_i F_{БКСi} = \bigwedge_i \bigwedge_{i'} [r_i(\Gamma_i) \vee \bar{r}_{i'}(\Gamma_{i'})]. \quad (6)$$

Подробнее о допущениях, критериях эффективности и требованиях к компоновке приборов, учитываемых в разрабатываемой методике оптимизации, рекомендуется ознакомиться в работе [12]. Там же предлагался минимаксный подход, согласно которому координаты вновь размещаемого прибора вычисляются рекуррентно по координатам геометрически крайних приборов и опорных элементов в компоновке, имеющих минимальные и максимальные порядковые номера. Это обеспечивает инвариантность нумерации при подготовке исходных данных, но требует перестройки матриц подключений (1) на каждом очередном шаге конвертации компоновки БА (5) таким образом, чтобы экстремальным векторам координат присваивались первый и последний порядковые номера. Принимая во внимание, что из-за этой процедуры значения векторов будут варьироваться, можно заключить, что изменение порядка размещения приборов приводит к образованию экстремали в пространстве отсека КА. Следовательно, пространство компоновки БА (5) является функциональным, потому что его элементами являются векторы координат размещения – функции от координат и нумерации. Тогда целевую функцию массы БКС формально можно представить в виде следующего функционала:

$$M_{БКС} = \int_1^n A\left(i, r(\Gamma_i), \frac{dr(\Gamma_i)}{di}\right) di \rightarrow \min. \quad (7)$$

Важно обратить внимание, что в функционал (7) входит лишь функция вектора координат размещения приборов, т.к. координаты опорных элементов зафиксированы. Поэтому для оценки массы БКС необходимо и достаточно, чтобы данный функционал приобретал определённое значение для каждого вектора координат БА на множестве порядковых номеров размещения.

Несмотря на то, что компоновку БА (5) по критерию минимума массы БКС неявно можно получить, воспользовавшись формулами (1), (4), (6), вычисление целевой функции (7) затруднительно: требуется подтвердить дифференцируемость векторов ко-

ординат размещения БА, установить достаточные условия экстремума, исследовать методы решения системы дифференциальных уравнений Эйлера и т.д. Представление векторов через годографы функции плотного размещения в форме функций Рвачёва (R-функций) и решение задачи многопараметрическим методом Ньютона и затем методом Гаусса-Зайделя позволяет эти затруднения преодолеть [14; 15]. Однако, такой подход обеспечивает лишь нахождение локального экстремума на каждом шаге конвертации, так как область допустимых решений является многосвязной, а подынтегральная функция в формуле (7) многоэкстремальна и имеет «овражный» характер [6]. В итоге общую массу БКС нельзя получить простым суммированием этих результатов, потому что приращение связей является случайной величиной. Кроме того, даже если элементам матриц подключений (1) поставить в соответствие погонные массы кабелей, выбор оптимального порядка размещения БА, строго минимизирующего массу БКС, путём перестройки матриц невозможен [6], а для допускаемых решений алгоритм не позволяет пересчитать массу БКС, если приборы будут смещаться для устранения пересечений между собой и с обстановкой. Поэтому видится целесообразным определять координаты размещения приборов в конверторе (6) напрямую по матрицам подключений (1) следующим образом:

$$r(\Gamma_{i+1}) = \frac{\sum_{i=1}^{ni < i+1} T_{ii} r(\Gamma_i) + \sum_{j=1}^N T_{ij} r(\Gamma_j)}{\sum_{i=1}^{ni < i+1} T_{ii} + \sum_{j=1}^N T_{ij}}. \quad (8)$$

Формула (8) применима для приборов, имеющих связи с другими приборами и опорными элементами. Если для каких-то приборов существуют требования по размещению вблизи определённых опорных элементов, то координаты рекомендуется определять иначе:

$$\bar{r}(\Gamma_i) = (1 \pm C_i) r(\Gamma_j), \quad (9)$$

где  $r(\Gamma_j)$  – вектор координат опорного элемента;  $C_i = (C_{xi} \ C_{yi} \ C_{zi})^T$  – коэффициент, учитывающий габариты и ограничения по конструкции отсека КА в окрестности места установки прибора.

В формуле (9) знак «–» выбирается при расчёте по функциональным требованиям, а знак «+» выбирается при расчёте по эргономическим требованиям [16]. Определить общее для всех приборов значение коэффициента  $C_{cp}$  можно как среднее значение от коэффициентов, подобранных для пяти любых приборов. Если для каждого прибора требуется определять координаты размещения точнее, то это можно сделать альтернативным способом:

$$\bar{r}(\Gamma_i) = r(\Gamma_j) \pm h_{\Gamma_i}, \quad (10)$$

где  $h_{\Gamma_i} = h_i l_i$  – габаритный зазор;  $h_i$  – относительная средняя величина зазора.

Выбор знака в формуле (10) осуществляется аналогично (9). Данная формула определяет координаты размещения прибора относительно опорного элемента через габаритный зазор, пропорциональный габариту прибора по расчётной оси. Величина габаритного зазора необходима для выполнения габаритных требований по отсутствию пересечений БА с окружением.

Из равенства выражений (9) и (10) можно вывести формулу коэффициента  $C_i$  для отдельно взятого прибора:

$$C_i = \frac{h_i l_i}{r(\Gamma_j)}. \quad (11)$$

Учитывая, что начало системы координат отсека КА традиционно задаётся на его днище, а продольная ось коллинеарна его максимальному габариту, физический смысл формулы (11) заключается в том, что чем ближе к опорному элементу (обечайке отсека, гермоплате, панели интерьера, шпангоуту и т.п.) нужно размещать прибор, тем больший габаритный зазор следует обеспечивать, чтобы избежать пересечений с конструкцией. В таком контексте коэффициент  $C_i$  по формуле (11) возможно трактовать в качестве количественной меры конструктивной совместимости приборов. Чем ниже значение коэффициента  $C_i$ , тем выше конструктивная совместимость прибора с обстановкой в отсеке, т.к. тогда соотношение габаритов прибора будет более равномерное, поэтому образуются меньшие габаритные зазоры, отчего плотность компоновки БА повышается. С теоретическими основами понятия конструктивной совместимости приборов можно ознакомиться в материалах [17].

Поскольку координаты размещения прибора, как и приращение связей, являются случайной величиной, то для приборов с различающимися габаритами при большом их количестве и большом разбросе (дисперсии) габаритов относительная средняя величина зазора определяется согласно работе [6]:

$$h_i = h_{0i} + (c_r - h_{0i}) \exp\left(-\frac{0,02l_i^3}{\sigma^2 \max L}\right); h_{0i} = \frac{\max L}{l_i} - \text{Trunc}\left(\frac{\max L}{l_i}\right), \quad (12)$$

где  $\sigma^2$  – дисперсия габаритов приборов;  $\max L = \max\{L_x, L_y, L_z\}$  – максимальный габарит отсека КА;  $\text{Trunc}(\bullet)$  – функция целой части результата вычислений;  $c_r \in (0; 0,5]$  – коэффициент компенсации, зависящий от способа размещения приборов.

Если в конструкторском бюро предприятия созданы и поддерживаются в актуальном состоянии библиотеки электронных габаритных моделей приборов, то найти дисперсию габаритов приборов в пределах приборного состава КА не составляет труда. Подбор коэффициента компенсации рекомендуется осуществлять пропорционально  $h_{0i}$ . Если для применения формулы (12) затруднительно найти часть исходных данных, то относительную среднюю величину зазора допускается принимать равной 0,5 из соображений исключения пересечения (вложения) моделей приборов.

Возможны случаи, когда непосредственно между прибором и опорным элементом должна присутствовать конструкция крепления (кронштейн или балка приборной рамы). Тогда в формуле (10) к габаритному зазору следует прибавлять ещё монтажный зазор, который определяется согласно работе [16]:

$$h_{mi} = \begin{cases} 25 \text{ мм, если } m_i < 6 \text{ кг} \\ \frac{1}{20} m_i (101 - 20 \ln m_i) \left[ 1 + \exp\left(-\frac{3}{20} m_i^{\frac{29}{40}}\right) \right], \text{ если } 6 \text{ кг} \leq m_i \leq 35 \text{ кг} \\ 60 \text{ мм, если } m_i > 35 \text{ кг} \end{cases} \quad (13)$$

Зависимость монтажного зазора от массы прибора (13) является статистической, поэтому со временем её необходимо уточнять по мере разработки новой конструкции крепления (установок) приборов в отсеках КА.

Если в пространстве отсека зарезервированы зоны под составные части изделия (баки, арматуру и агрегаты, интерьер, оптический комплекс и т.п.), то для размещения приборов они являются запретными. Тогда формулы (8) – (10) следует использовать при ограничениях вида:

$$|r(\Gamma_i)| \leq |r_z|, \quad (14)$$

где  $Z$  – порядковый номер зоны размещения;  $r_z$  – вектор координат границ зоны размещения.

Если ограничение (14) выполняется для всех трёх координат размещения прибора, то их нужно пересчитать по формуле (10) с бóльшим коэффициентом компенсации по формуле (12), чтобы перевести вектор в область допускаемых решений. Стоит отметить, что необходимость переопределения вектора координат размещения может возникать из эргономических требований (чаще в герметичных отсеках для пилотируемых КА) для массивных приборов или блоков приборов. Потребность пересчёта определяется через условие отсечки:

$$\lim_{m_i \rightarrow \max} r(\Gamma_i) \rightarrow \max. \quad (15)$$

Координаты размещения прибора пересчитываются по формулам (9) или (10), если его масса превышает предельную величину, заданную в условии отсечки (15). Также это условие может быть использовано для переноса прибора в другой отсек, если задача оптимизации компоновки БА (5) решается для нескольких отсеков КА одновременно.

Возвращаясь к вопросу оценки массы БКС, на основе содержащихся в конверторе (6) векторов координат размещения приборов и их нумерации, полученных по формулам (8) – (15), появляется возможность перейти от вычисления функционала (7) к метрикам Минковского [7]. Выбор вида метрики опирается на инженерный подход, использующийся в конструкторском бюро конкретного предприятия при разработке монтажей БКС внутри отсеков КА. В частности, для компонок БА высокой плотности и для наноспутников подходит евклидова метрика, а для отсеков малых и средних КА – манхэттенская метрика, которая пригодна и для крупногабаритных отсеков тяжёлых КА, если кабельные трассы не идут по обечайкам под произвольными к осям отсека углами наклона. Если к компоновке БА предъявляются повышенные требования по электромагнитной совместимости, то тогда рекомендуется выбирать метрику Чебышёва с учётом ограничений на экранирование. Применение прочих видов метрик Минковского подлежит отдельному исследованию с учётом результатов исследований [2; 4; 7; 13].

В контексте данного исследования наибольший интерес представляет подход, при котором монтаж БКС ведётся по приборным рамам, гермопереходам и линейным зонам прокладки жгутов большого диаметра. Из матриц подключений (1) естественным образом следует, что бинарные связи БА по БКС, записанные через предикаты (4), являются метрикой Хэмминга (также одна из разновидностей метрики Минковского). Следовательно, при обратном переходе от бинарных связей к расстояниям между БА ей соответствует манхэттенская метрика, которую предлагается записать в следующей форме:

$$M_{БКС} = \sum_{i=1}^n \left( \sum_{i=1}^{ni < i} G(\Gamma_i) g_{ii} T_{ii} |r(\Gamma_i) - r(\Gamma_{i-1})| + \sum_{j=1}^N G(\Gamma_j) g_{ij} T_{ij} |r(\Gamma_i) - r(\Gamma_j)| \right), \quad (16)$$

где  $g_{ii}; g_{ij}$  – погонные массы кабелей между приборами и опорными элементами соответственно;  $G(\Gamma_i); G(\Gamma_j) \geq 1$  – коэффициенты, учитывающие разветвлённость БКС вблизи приборов и опорных элементов соответственно.

Манхэттенская метрика в форме (16) не зависит от путей прокладки кабелей, так как сумма ортогональных участков трасс сохраняется. Причём алгоритмы Краскала [10], Дейкстры [11], Пауэлла [18], Прима [19] требуют для оценки массы БКС задания координат промежуточных монтажных точек, которые будут известны лишь при решении задачи трассировки. Потому они не могут быть применимы при решении предшествующей ей задачи размещения приборов. Применение же формулы (16) лишено этого недостатка.

Предложенная форма манхэттенской метрики (16) обладает свойствами нормы в векторном пространстве координат размещения приборов над полем точек внутри отсека и за счёт этого порождает топологию функционала (7), базовым элементом которой являются области размещения приборов в виде шаров. Гомеоморфные отображения в прямоугольные параллелепипеды или другие выпуклые многогранники (2) не влияют на результат вычисления массы БКС по этой причине в задаче разработки и оптимизации компоновки БА (5). Тем не менее, поправочные коэффициенты могут быть полезны для поздних стадий разработки. Данный вывод не относится к решению задачи трассировки и оптимизации монтажа БКС, где от точности описания габаритных моделей приборов зависит выбор координат электрических разъёмов и промежуточных монтажных точек.

Применение в функционале сумматора (16) вместо интеграла (7) не лишает топологическое пространство отсека КА свойства непрерывности, т.к. для отображения множества длин кабелей во множество их масс и обратно необходимо и достаточно лишь одной операции умножения, которая не изменяет общие границы области допускаемых значений. Причём, если определять метрику Хэмминга в качестве отрезка на числовой оси, то его образом для топологического (метризуемого) пространства отсека КА будет манхэттенская метрика, описывающая трассу кабеля, т.е. кривая Жордана по определению [13].

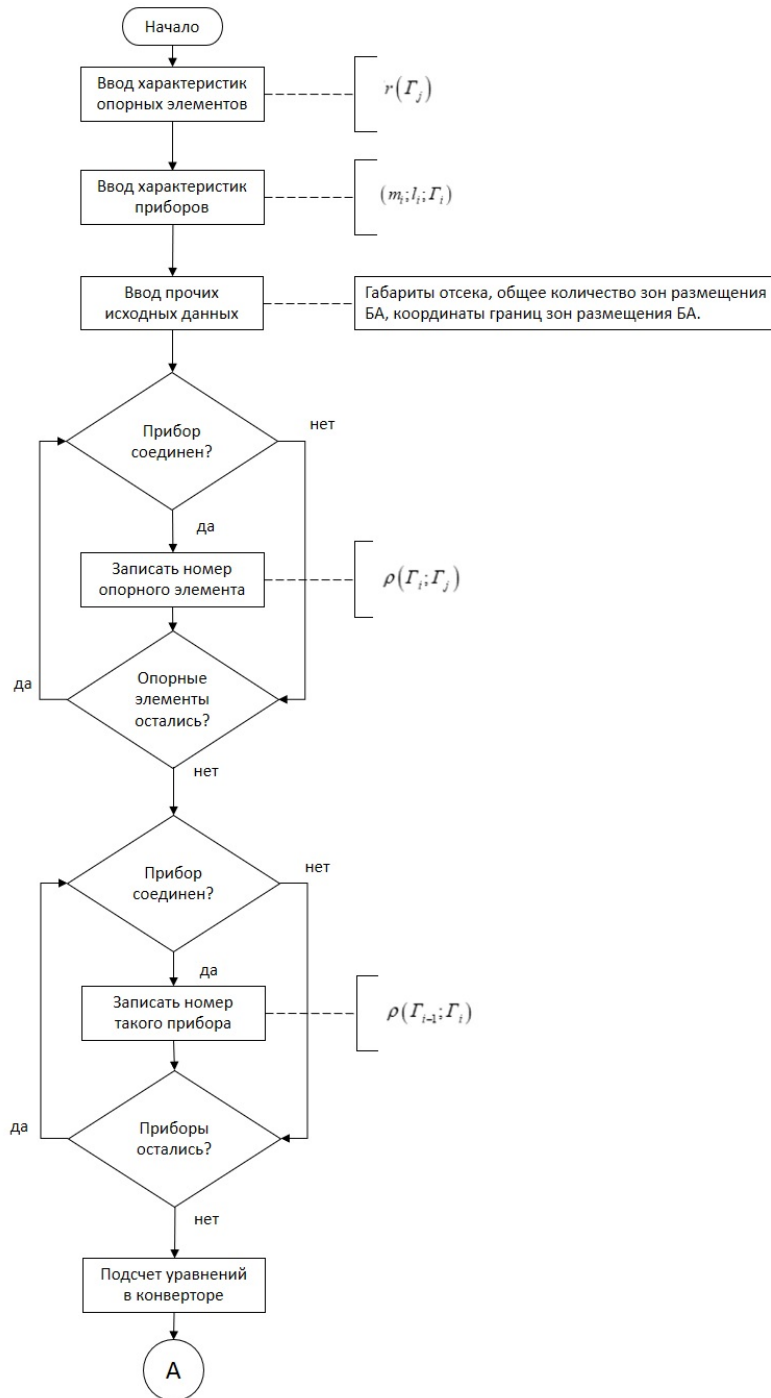
Стоит отметить, что оценка массы БКС при помощи манхэттенской метрики (16) является предварительной, потому что на этапе разработки и оптимизации компоновки БА зачастую ещё не выпущена конструкторская документация на кабели. Поэтому здесь допускается не учитывать вариации толщин кабелей и радиусов изгиба, отклонения для размерных цепей, вероятные формы переплетений и перекручивания кабелей. Позже масса БКС уточняется по результатам трассировки и затем выпуска конструкторской документации на кабели и монтажи этих кабелей.

Таким образом, для оптимизации компоновки БА (5) по критерию минимума массы БКС вместо решения вариационной задачи (7) для конвертора вида (6) координаты размещения приборов ищутся по формуле (8) или, если есть особые функциональные требования, по формуле (9) или с более высокой точностью по формуле (10) через габаритный зазор с учётом (12) или монтажный зазор (13) в зависимости от требований. Связи БА задаются в матрицах подключений (1) предикатами (4). Моделирование БА в отсеке КА осуществляется с применением электронных габаритных моделей приборов (3), снабжённых топологией (2). Попадание прибора в зону размещения контролируется условием (14). Необходимость перевода массивных приборов в определённые участки зон контролируется условием (15). Предварительная оценка массы БКС осуществляется по формуле (16).



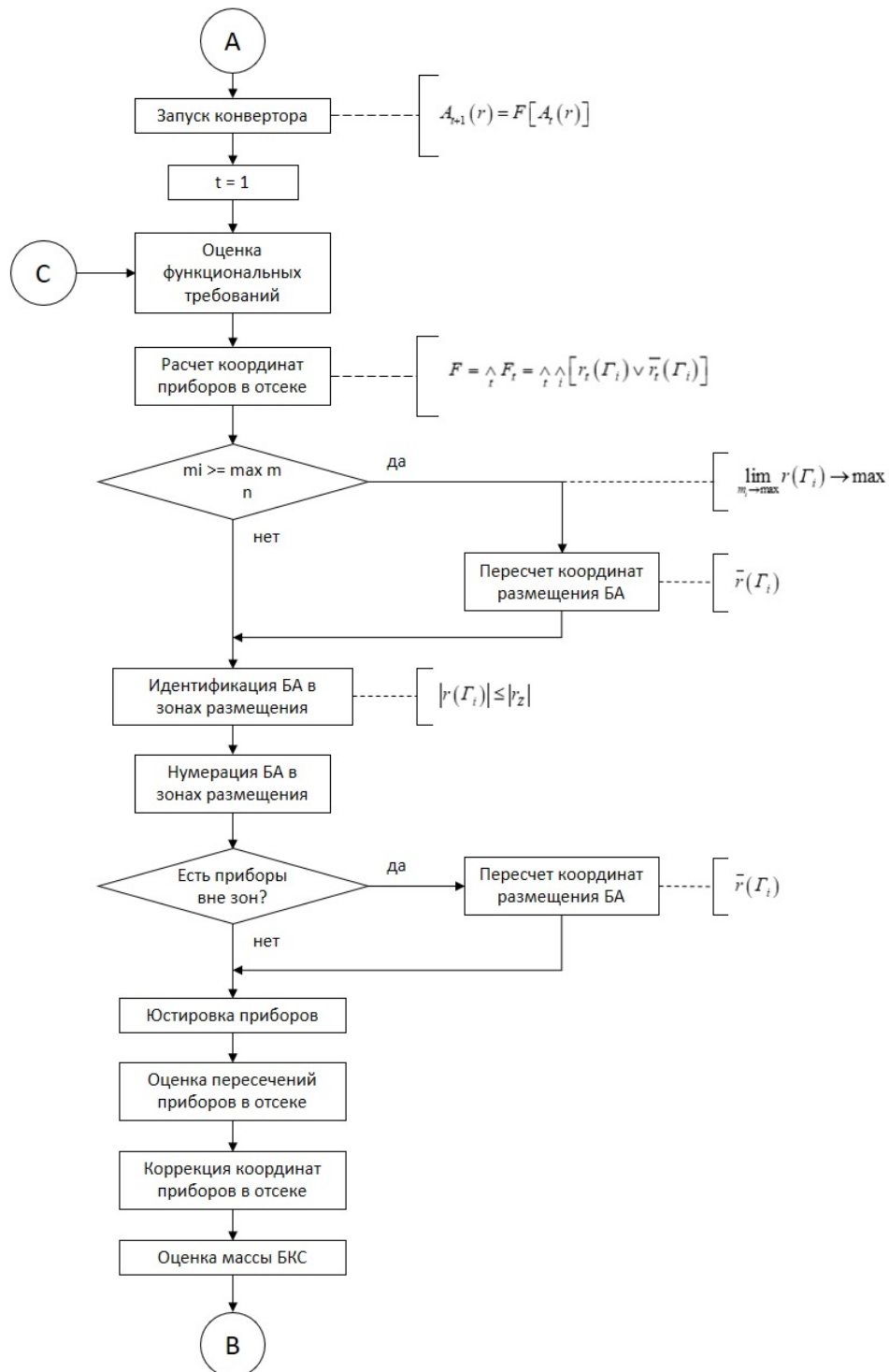
### Алгоритм размещения приборов и тестирование

Моделирование компоновки БА предполагает многократные вычисления векторов координат центров масс приборов с последующей оценкой выполнения наложенных требований, поэтому расчёты производятся при помощи программного обеспечения. Для алгоритма, предложенного в работе [12], были сделаны доработки, в результате которых его блок-схема приобрела вид, представленный на рис. 1. С подробностями блока оценки выполнения эргономических требований можно ознакомиться в работе [16].



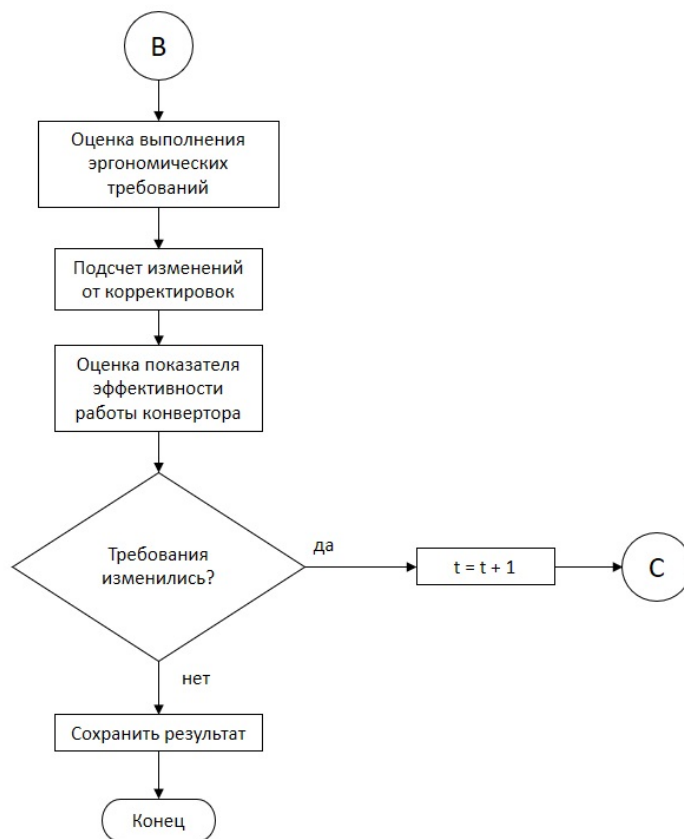
а

Рис. 1. Принципиальная блок-схема алгоритма размещения приборов внутри отсека:  
 а – начало блок-схемы



б

Рис 1, б – продолжение блок-схемы

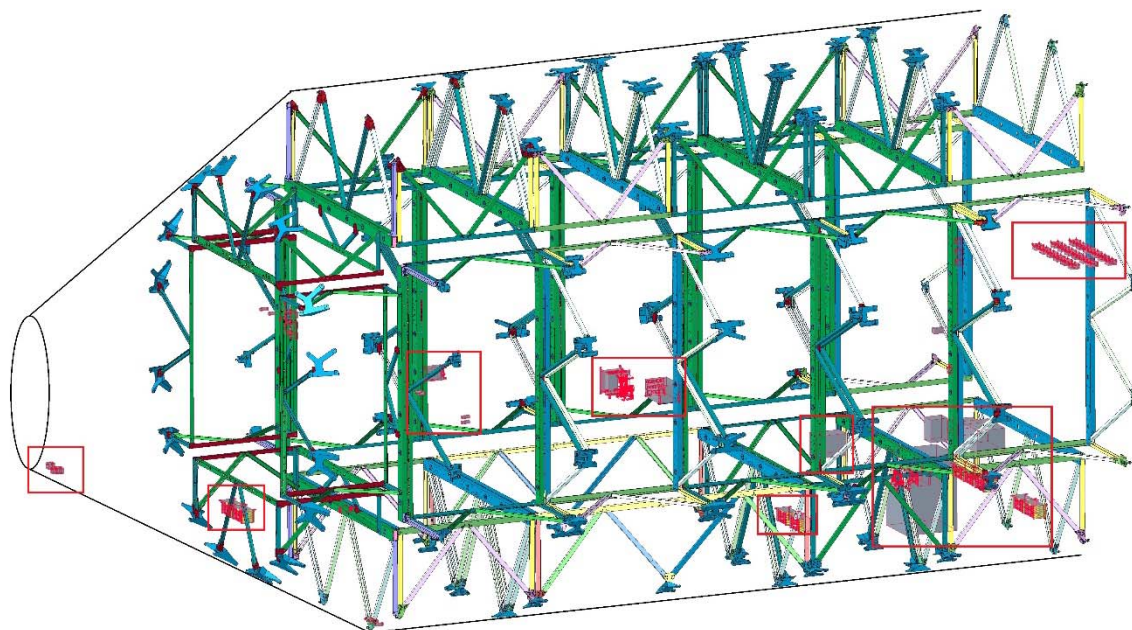


6

Рис. 1, в – окончание блок-схемы

Для валидации методики было проведено тестирование алгоритма. В качестве тестового был определён цилиндрический отсек КА длиной 9000 мм, диаметром 4380 мм и массой около 4100 кг. Требовалось разместить в нём 69 приборов. Все они имели форму прямоугольного параллелепипеда. Их окончательная юстировка осуществлялась в диалоговом режиме по причинам, обозначенным ранее. С внешними устройствами приборы сообщались через гермоплаты. Также для некоторых приборов (акселерометры, вибропреобразователи, датчики абсолютного давления) были заданы конкретные места их установки. Таким образом, общее количество опорных элементов составило 24 штуки при 228 уравнениях в конверторе (6).

При первичном определении координат размещения БА в отсеке была проведена начальная оценка массы БКС по формуле (16). Результат был равен 51,932 кг. Затем были выявлены пересечения, для устранения которых 44 прибора были смещены, и тогда масса БКС составила 60,961 кг. После этого была проведена проверка выполнения эргономических, монтажных, габаритных требований по методике из работы [16], по результатам которой потребовалось сместить 63 прибора. Окончательная оценка массы БКС равнялась 85,874 кг. Для полученной компоновки БА была проведена трассировка БКС, суммарная масса кабелей в которой составила 91,382 кг, что на 6% больше, чем расчётная оценка по предложенной методике. На рис. 2 представлена электронная геометрическая модель полученной компоновки БА, размещённые приборы выделены прямоугольными рамками, корпус отсека КА и подкрепляющие рамы показаны условно.



*Рис. 2. Компоновка бортовой аппаратуры внутри отсека космического аппарата (контур корпуса отсека и подкрепляющие рамы показаны условно)*

### **Анализ результатов**

Графики проекций экстремали  $r(\Gamma_i)$  для оптимизированной компоновки БА представлены на рис. 3. На них можно видеть, что при постоянных координатах приборов по осям  $OX$  или  $OY$  колебания координат по другим двум осям синхронные. Это свидетельствует о высокой плотности компоновки данных приборов. Пределы для варьирования координат приборов по осям  $OY$  и  $OZ$  составляют соответственно диапазоны  $(-600; 2000)$  мм и  $(-2000; 1500)$  мм.

Конфигурация проекций экстремали зависит от матриц подключений (1), причём для приборов со схожими схемами подключений поведение кривых на графике будет одинаковым, отличаясь лишь шагом на величину габаритного и монтажного зазоров. Чем больше постоянных участков на проекции экстремали, тем больше приборов будет попадать в симметричные зоны размещения. Для двух проекций экстремали, у которых одновременно поддерживаются постоянные участки, это будет означать, что приборы попадают в одну и ту же зону размещения. Следовательно, возникает возможность организовать порядок размещения БА по установочным группам, а не по системам, что благоприятствует выполнению массо-центровочных и инерционных требований. При таком подходе представляет интерес изучить каким образом необходимо формировать матрицы подключений (1), исходя не только из функциональных, но также и из массо-центровочных требований. Этот вопрос подлежит отдельному исследованию. Таким образом, для более рационального размещения приборов разработчик компоновки БА и разработчик бортовой системы должны действовать сообща при поиске решения задачи размещения БА.

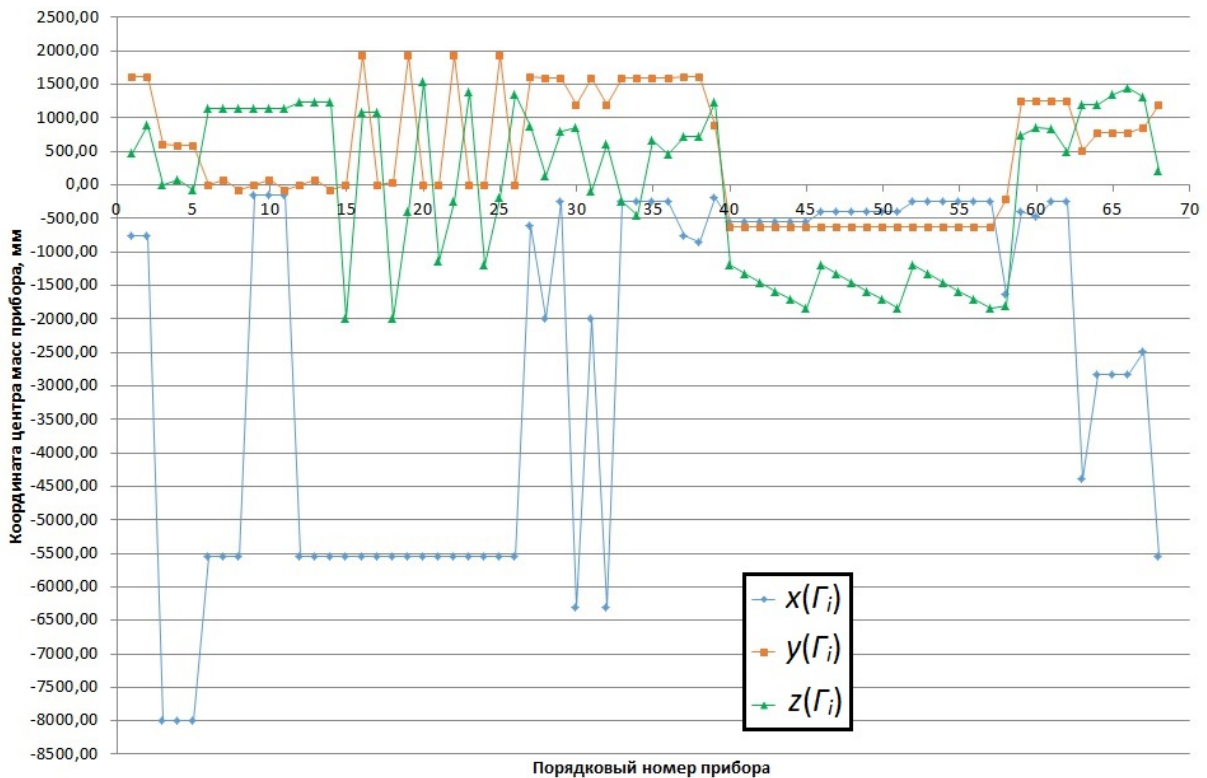


Рис. 3. Проекция экстремали в пространстве отсека космического аппарата

Расчёт относительной средней величины зазора по формуле (12) для определения габаритного зазора в формуле (10) показал, что при количестве приборов больше 10 штук и диапазоне габаритов от 20 мм до 600 мм результат определяется лишь величиной коэффициента компенсации  $c_r$  при требуемой точности расчётов. Дополнительная проверка данного обстоятельства на приборах, использовавшихся в работах [12] и [16], подтвердила, что величину габаритного зазора достаточно определять согласно следующему правилу:

$$h_{\Gamma_i} \approx \lim_{h_i \rightarrow \max} h_i l_i = l_i \lim_{\sigma^2 \rightarrow \infty} \left[ h_{0i} + (c_r - h_{0i}) \exp\left(-\frac{0,02l_i^3}{\sigma^2 \max L}\right) \right] = c_r l_i.$$

Также было установлено, что формула (9) определяет некорректные координаты размещения приборов, направление осей которых должно совпадать с осями координат отсека КА. Поэтому предпочтительнее пользоваться формулой (10). Данный вывод не исключает необходимости исследования конструктивной совместимости приборов при помощи формулы (11).

При тестировании алгоритма для большинства приборов в формуле (10) помимо габаритного зазора потребовалось учитывать монтажный зазор по формуле (13), потому что иначе приборы размещаются «впритык» к корпусу, а это приводит к невыполнению монтажных, габаритных, вибрационных требований. Ещё одним необходимым условием для предотвращения этого является то, что все координаты опорных элементов должны принадлежать внутренней поверхности корпуса отсека. Следовательно, некорректно задавать в качестве опорных элементов внешние устройства, а также точки конструкции в запретных зонах внутри отсека (например, в зонах размещения арматуры и агрегатов пневмогидравлических систем). В итоге наиболее рациональным спосо-

бом задания координат опорных элементов является их назначение и считывание с электронной геометрической модели изделия, потому что сбор и обработка данных с бумажных габаритных чертежей и общих видов занимает много времени и повышает риск влияния человеческого фактора на результат.

Отдельной проработки требует вопрос о сведении матриц подключений (1), если задача размещения БА решается в несколько этапов, когда разработка электрических схем (подготовка исходных данных) на разные системы КА распределена во времени. Также необходимо проработать процедуру определения координат приборов, у которых связи идентичны, чтобы не происходило их наложения. Одним из решений этого вопроса является смещение приборов после проверки габаритных требований.

Для отработки алгоритма размещения БА с целью верификации формулы (16) для предварительной оценки массы БКС в дальнейших исследованиях планируется провести оптимизацию трасс по методике из исследования [1] и сравнить результаты. Для этого потребуется осуществить программную интеграцию с САПР КС и САПР МБКС. Также не исключается проверка достоверности результатов при применении следующих программных продуктов – САПР МАКС, ElectricCS Pro, T-FLEX Электротехника, PTC Creo Cabling. Стоит отметить, что коэффициенты в формуле (16) могут принимать значения меньше единицы, если кабели объединяются в кабельные сборки.

### **Заключение**

В результате проведенных исследований разработана методика оптимизации компоновки бортовой аппаратуры в отсеке космического аппарата по массе бортовой кабельной сети, отдельные положения которой требуют развития. Руководствуясь предложенной в настоящей работе последовательностью действий, инженер-конструктор способен разработать более рациональную компоновку приборов по критерию массы бортовой кабельной сети (или длины бортовой кабельной сети), что подтверждается результатами тестирования. Вспомогательными инструментами служат программное обеспечение, ускоряющее вычисления координат центров масс приборов, габаритных и монтажных зазоров и проверки выполнения требований, а также встроенные в используемую систему автоматизированного проектирования средства оценки пересечений геометрических объектов и вычисления массо-центровочных и инерционных характеристик изделия.

### **Библиографический список**

1. Агафонов Д.В., Воробьев Ю.А., Осокин Ю.В. Метод оптимизации монтажа бортовой кабельной сети на изделиях ракетно-космической техники // Космонавтика и ракетостроение. 2013. № 1 (70). С. 88-94.

2. Бодрышев С.В. Методы пространственной компоновки на основе функциональных зависимостей эксплуатационных параметров. Дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2006. 172 с.

3. Клягин В.А., Петров И.А., Серебрянский С.А., Лаушин Д.А. Методика решения задачи автоматизированной компоновки блоков БРЭО последовательными приближениями на основе дискретной модели их размещения на базовых плоскостях отсеков // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2018. № 54. С. 78-89. DOI: 10.15593/2224-0082/2018.54.07

4. Петров И.А. Методика автоматизированной компоновки блоков бортового радиоэлектронного оборудования и трассировки коммуникаций на этапах разработки ЛА. Дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2019. 147 с.



5. Кулиш Е.Н., Михайлов К.А., Тихомиров В.А. О минимизации связывающей сети при прямоугольной трассировке // Сборник ВИМИ. 1976. № ВМ Д02753. 6 с.
6. Гаврилов В.Н. Автоматизированная компоновка приборных отсеков летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1988. 137 с.
7. Калинин Б.В. Автоматизация синтеза топологии и размещения коммуникационных сетей. Дис. ... канд. техн. наук. Куйбышев, 1985. 274 с.
8. Головастикова Е.В. Методы и средства автоматизации структурно-пространственного проектирования бортовой кабельной сети летательных аппаратов. Дис. ... канд. техн. наук. Самара, 1993. 180 с.
9. Иванов А.О., Тужилин А.А. Задача Штейнера на плоскости или плоские минимальные сети // Математический сборник. 1991. Т. 182, № 12. С. 1813-1844.
10. Kruskal J.B. On the shortest spanning subtree of a graph and the traveling salesman problem // Proceedings of the American Mathematical Society. 1956. V. 7, Iss. 1. P. 48-50. DOI: 10.1090/S0002-9939-1956-0078686-7
11. Dijkstra E.W. A note on two problems in connexion with graphs // Numerische Mathematik. 1959. V. 1, Iss. 1. P. 269-271. DOI: 10.1007/BF01386390
12. Беляков А.А., Приходько В.И., Шулепов А.И. Метод автоматизированного размещения приборов в отсеке космического аппарата с учётом подключения к электроразъёмам гермоплат бортовой кабельной сети // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 4. С. 7-24. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-7-24
13. Мясников А.Ю. Теоретические аспекты проектирования компонентов бортовой кабельной сети летательных аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 4. С. 86-98. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-86-98
14. Лазарев И.В. Математические методы оптимального проектирования конструкций: уч. пособие. Новосибирск: Сибирская государственная академия путей сообщения, 1995. 295 с.
15. Рвачёв В.Л. Геометрические приложения алгебры логики. Киев: Техніка, 1967. 212 с.
16. Беляков А.А., Шулепов А.И., Шестеряков С.И., Приходько В.И., Кабушев И.С., Прокопьев Е.В., Мурадов А.А. Выполнение эргономических, монтажных, габаритных требований при автоматизированном размещении приборов в отсеках изделий ракетно-космической техники // Труды МАИ. 2023. № 133.
17. Беляков А.А., Шулепов А.И., Папазов В.М. Конструктивная совместимость бортовой аппаратуры в отсеке, способы обеспечения, оптимизация компоновки и связей по бортовой кабельной сети // Материалы XXVII Международной научно-практической конференции «Решетнёвские чтения», посвящённой памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнёва (08-10 ноября 2023 г., Красноярск). Ч. 1. Красноярск: СибГУ им. М. Ф. Решетнёва, 2023. С. 11-12.
18. Powell M.J.D. An efficient method for finding the minimum of a function of several variables without calculating derivatives // The Computer Journal. 1964. V. 7, Iss. 2. P. 155-162. DOI: 10.1093/comjnl/7.2.155
19. Prim R.C. Shortest connection networks and some generalizations // Bell System Technical Journal. 1957. V. 36, Iss. 6. P. 1389-1401. DOI: 10.1002/j.1538-7305.1957.tb01515.x

## METHODOLOGY OF CALCULATING ON-BOARD EQUIPMENT ARRANGING COORDINATES WITH PRELIMINARY ESTIMATE OF ON-BOARD CABLE SYSTEM MASS

© 2024

- A. A. Belyakov** Third Category Design Engineer;  
Rocket and Space Corporation “Energia”, Korolev, Russian Federation;  
[post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)
- A. I. Shulepov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor  
of the Department of Space Engineering;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[shulepov-al@mail.ru](mailto:shulepov-al@mail.ru)
- V. M. Papazov** Candidate of Science (Engineering), Leading Researcher;  
Rocket and Space Corporation “Energia”, Korolev, Russian Federation;  
[post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)
- V. I. Prihodko** Head of Section;  
Rocket and Space Corporation “Energia”, Korolev, Russian Federation;  
[post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)
- A. V. Fedosov** First Category Design Engineer;  
Rocket and Space Corporation “Energia”, Korolev, Russian Federation;  
[post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

The article proposes a method for optimizing the layout of on-board equipment in spacecraft compartments according to the criterion of the minimum mass of the on-board cable system. The purpose of the work is to create a unified methodology for placing devices and verifying compliance with technical requirements. Methodological calculations are presented regarding the accounting of connections between devices and with other elements of systems, as well as a preliminary estimate of the mass of the on-board cable system, as a problem of variational calculus with elements of topological optimization. An algorithm for placing devices is based on their connection diagram with the ability to control the implementation of ergonomic, installation, size, mass centering requirements for the layout. Testing was carried out using the example of a spacecraft with a cylindrical compartment. It was organized in several stages in order to trace the change in the mass of the on-board cable system when the devices were displaced to meet the ergonomic, installation, and size requirements. The results of the tests made it possible to improve the procedure for determining the coordinates of instrument arrangement and the values of overall clearances. They also made it possible to compare the resulting mass of cables with statistics. The proposed methodology continues to be used in experimental testing by design engineers; some of its provisions will be developed in further research.

*On-board equipment; on-board cable system; equipment layout; spacecraft compartment; electric schematics; task of arrangement; routing task*

---

**Citation:** Belyakov A.A., Shulepov A.I., Papazov V.M., Prihodko V.I., Fedosov A.V. Methodology of calculating on-board equipment arranging coordinates with preliminary estimate of on-board cable system mass. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 4. P. 7-24.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-7-24

### References

1. Agafonov D.V., Vorobiev Yu.A., Osokin Yu.V. Method for harness deployment optimization onboard rocket and space technology objects. *Kosmonavtika i Raketostroenie*. 2013. No. 1 (70). P. 88-94. (In Russ.)
2. Bodryshev S.V. *Metody prostranstvennoy komponovki na osnove funktsional'nykh zavisimostey ekspluatatsionnykh parametrov. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Methods of spatial arrangement based on functional relations of operational parameters. Thesis for a Candidate Degree (Engineering)]. Moscow, 2006. 172 p.



3. Klyagin V.A., Petrov I.A., Serebryansky S.A., Laushin D.A. The method for solving the problem of avionics blocks arrangement by successive approximations based on a discrete model of their installation on the virtual planes. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2018. No. 54. P. 78-89. (In Russ.). DOI: 10.15593/2224-0082/2018.54.07.
4. Petrov I.A. *Metodika avtomatizirovannoy komponovki blokov bortovogo radioelektronnogo oborudovaniya i trassirovki kommunikatsiy na etapakh razrabotki LA. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Method of automated arrangement of on-board equipment and cable laying at the stage of aircraft design. Thesis for a Candidate Degree (Engineering)]. Moscow, 2019. 147 p.
5. Kulish E.N., Mikhaylov K.A., Tikhomirov V.A. O minimizatsii svyazyvayushchey seti pri pryamougol'noy trassirovke. *Sbornik VIMI*. 1976. № VM D02753. 6 p. (In Russ.)
6. Gavrilov V.N. *Avtomatizirovannaya komponovka pribornykh otsekov letatel'nykh apparatov* [Automated arrangement of aircraft instrument compartments]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1988. 137 p.
7. Kalinin B.V. *Avtomatizatsiya sinteza topologii i razmeshcheniya kommunikatsionnykh setey. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Automated synthesis of topology and cable network laying. Thesis for a Candidate Degree (Engineering)]. Kuybyshev, 1985. 274 p.
8. Golovastikov E.V. *Metody i sredstva avtomatizatsii strukturno-prostranstvennogo proektirovaniya bortovoy kabel'noy seti letatel'nykh apparatov. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Methods and means of automation of structural and spatial design of aircraft on-board cable system. Thesis for a Candidate Degree (Engineering)]. Samara, 1993. 180 p.
9. Ivanov A.O., Tuzhilin A.A. The steiner problem in the plane or in plane minimal nets. *Mathematics of the USSR-Sbornik*. 1993. V. 74, Iss. 2. P. 555-582. DOI: 10.1070/SM1993v074n02ABEH003362
10. Kruskal J.B. On the shortest spanning subtree of a graph and the traveling salesman problem. *Proceedings of the American Mathematical Society*. 1956. V. 7, Iss. 1. P. 48-50. DOI: 10.1090/S0002-9939-1956-0078686-7
11. Dijkstra E.W. A note on two problems in connexion with graphs. *Numerische Mathematik*. 1959. V. 1, Iss. 1. P. 269-271. DOI: 10.1007/BF01386390
12. Belyakov A.A., Prihodko V.I., Shulepov A.I. Method of automated arrangement of devices in a spacecraft compartment taking into account connection to interface connectors of feed-through plates of an on-board cable system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023 V. 22, no. 4 P. 7-24. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-7-24
13. Myasnikov A.Yu. Theoretical aspects of designing the components of an aircraft onboard cable network. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 4. P. 86-98. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-86-98
14. Lazarev I.V. *Matematicheskie metody optimal'nogo proektirovaniya konstruksiy: uch. posobie* [Mathematical methods of optimal structural design]. Novosibirsk: Siberian State Academy of Railways Publ., 1995. 295 p.
15. Rvachev V.L. *Geometricheskie prilozheniya algebry logiki* [Geometric applications of logical algebra]. Kiev: Tekhnika Publ., 1967. 212 p.
16. Belyakov A.A., Shulepov A.I., Shesteryakov S.I., Prihodko V.I., Kabushev I.S., Prokopiev E.V., Muradov A.A. Ergonomic, mounting, size requirements implementation while automatically arranging devices in compartments of rocket and space vehicles. *Trudy MAI*. 2023. No. 133. (In Russ.)
17. Belyakov A.A., Shulepov A.I., Papazov V.M. Structural compatibility of on-board equipment in compartment, reaching procedures, optimization of layout and leads using the on-board cable system. *Materialy XXVII Mezhdunarodnoy Nauchno-Prakticheskoy*

*Konferentsii «Reshetnevskie Chteniya», Posvyashchennoy Pamyati General'nogo Konstruktora Raketno-Kosmicheskikh Sistem Akademika M.F. Reshetneva (08-10 noyabrya 2023 g., Krasnoyarsk). Chast' 1. Krasnoyarsk: Reshetnev University Publ., 2023. P. 11-12. (In Russ.)*

18. Powell M.J.D. An efficient method for finding the minimum of a function of several variables without calculating derivatives. *The Computer Journal*. 1964. V. 7, Iss. 2. P. 155-162. DOI: 10.1093/comjnl/7.2.155

19. Prim R.C. Shortest connection networks and some generalizations. *Bell System Technical Journal*. 1957. V. 36, Iss. 6. P. 1389-1401. DOI: 10.1002/j.1538-7305.1957.tb01515.x

## КЛАССИФИКАЦИОННЫЕ ПРИЗНАКИ КОНСТРУКЦИЙ АДАПТИВНЫХ КРЫЛЬЕВ: ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ, ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ РАЗРАБОТКИ

© 2024

**М. Ю. Ветлицын** аспирант, преподаватель кафедры автоматизации производственных процессов;  
Волгоградский государственный технический университет;  
[mikhail.vetlitsyn@mail.ru](mailto:mikhail.vetlitsyn@mail.ru)

**Н. Г. Шаронов** кандидат технических наук, заведующий кафедрой "Динамика и прочность машин";  
Волгоградский государственный технический университет;  
[sharonov@vstu.ru](mailto:sharonov@vstu.ru)

Представлен обзор разработок российских и зарубежных учёных в области конструирования адаптивных крыльев. Рассмотрены исторические периоды развития и совершенствования способов трансформации крыла летательных аппаратов. Выделены классификационные признаки адаптивных крыльев летательных аппаратов, предложена подробная классификация адаптивных крыльев по назначению (стационарные и мобильные) и конструктивным особенностям (вариант и способ изменения конфигурации и формы). Показаны результаты тестовых испытаний готовых конструкций и прототипов. Описаны патенты перспективных конструкций адаптивных крыльев.

*Адаптивные крылья; классификационные признаки; назначение; конструктивные особенности; Adaptive Wing; Morphing Wing*

**Цитирование:** Ветлицын М.Ю., Шаронов Н.Г. Классификационные признаки конструкций адаптивных крыльев: история создания, опыт применения и перспективные разработки // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 4. С. 25-47.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-25-47

### Введение

В настоящее время адаптивные крылья представляют собой активно исследуемое и развивающееся направление в авиастроении. В основе таких конструкций лежат различные реконфигурируемые панели, построенные на принципе изменения формы или геометрии без разрушения целостности конструкции. Важная роль разработки управляемых аэродинамических профилей обусловлена требованиями повышения эффективности и универсальности самолётов. Аэродинамический профиль большей части серийных самолётов спроектирован на режим крейсерского полёта, в соответствии с этим применяют [1] типовые профили крыла, показанные на рис. 1.



Рис. 1. Современные профили серийных самолётов [1; 3]

Применяемая в современных конструкциях механизация крыла [2] не всегда является оптимальным решением обеспечения эффективности и управляемости в условиях изменяющихся внешних факторов. Одним из перспективных направлений повышения универсальности крыльев летательных аппаратов (ЛА) является разработка их адаптивных конструкций.

Параметры геометрии и формы крыла летательного аппарата определены на основе аэродинамических исследований и расчётов с использованием структурного и оптимизационного анализа, в соответствии с этим к конструкциям адаптивных крыльев предъявляются общие ограничения [3 – 5]:

- изменение распределения толщины аэродинамического профиля должно происходить без нарушения конструктивной целостности и с сохранением необходимой механической прочности;
- допустимая максимальная неконтролируемая деформация наружной обшивки крыла не должна превышать 2% линейного размера;
- допустимый угол  $\beta$  изгиба реконфигурируемых элементов должен обеспечивать необходимые аэродинамические качества, при этом не нарушая единство конструкции летательного аппарата во всех режимах работы.

В настоящей работе описаны история развития, основные особенности конструкций, ключевые преимущества адаптивных крыльев. Для детального понимания принципов функционирования адаптивных крыльев с целью определения перспективы развития данного направления, особенностей их реконфигурации и движения предложены классификационные признаки таких устройств.

### **История создания адаптивных крыльев, основные термины**

«Адаптивное крыло» обозначает профиль, предназначенный для изменения подъёмной силы несущей поверхности, который принимает аэродинамическую форму, близкую к оптимальной на каждом заданном режиме полёта (в том числе при маневрировании). В литературе встречается термин «трансформируемое крыло», обозначающее изменение формы, геометрии крыла и подразумевается, что «адаптивные крылья» являются продолжением и частным случаем «трансформируемых крыльев» [6; 7].

Элементы адаптивного крыла (например, носовые и хвостовые части) автоматически отклоняются в зависимости от условий полёта, числа Маха и угла атаки, сохраняя плавность обводов внешней поверхности. Такие крылья являются многофункциональным органом и предназначаются для многоцелевых, высокоманевренных самолётов с улучшенными аэродинамическими и лётно-техническими характеристиками. Привлекательность применения крыльев, изменяющих форму, заключалась [7 – 10] в:

- 1) необходимости изменения формы профиля для перехода на сверхзвуковые скорости;
- 2) увеличении дальности полёта на дозвуковых скоростях;
- 3) увеличении стойкости, прочности и выносливости конструкции при воздействии перегрузок и вибраций на разных скоростях;
- 4) возможности полёта на околозвуковых скоростях на малой высоте;
- 5) обеспечении взлёта и посадки в ограниченных условиях;
- 6) уменьшении потребления топлива и снижение выбросов.

Создатели первых летающих аппаратов, будучи «первопроходцами», действовали интуитивно и пытались реализовать варианты подобные встречающимся в природе. Возможность трансформации крыльев была позаимствована у птиц, которые эффективно используют свои крылья, при этом не затрачивая много энергии на процесс полёта. В первых проектах по созданию самолётов были конструкции с изменяющейся

формой крыла, в частности, самолёт братьев Райт «Wright Flyer» для управления полётом использовал деформируемое крыло [11]. Начальный опыт эксплуатации и технологические ограничения на долгое время определили использование жёстких конструкций крыла.

Второе рождение идея трансформации формы крыла получила с развитием реактивных двигателей и достижением сверхзвуковых скоростей полёта. Первым шагом применения стала адаптивная механизация [12], которая позволила существенно улучшить характеристики крыла. Наиболее известны её применения на самолётах F-22, Су-33, МиГ-35. В отличие от трансформируемых крыльев с адаптивной механизацией, использующих отдельные подвижные части для изменения их аэродинамических свойств, адаптивные крылья достигают необходимых геометрических изменений посредством неразрывной деформации их внешней поверхности и формы. Отсутствие дискретных изменений кривизны и зазоров потенциально снижает аэродинамическое сопротивление формы крыла, тем самым повышая общую аэродинамическую эффективность самолёта. Такая концепция делает адаптивные крылья хорошо подходящими для работы в различных условиях эксплуатации, поскольку позволяет оптимально адаптировать форму и оптимизировать результирующее аэродинамическое качество.

Разнообразие классификационных признаков адаптивных крыльев иллюстрируется на рис. 2. Подходы к проектированию адаптивных крыльев являются узкоспециальными задачами и существенно отличаются в зависимости от требований конкретного технического задания. Способы реализации адаптивности определяют способы изменения геометрии крыла, а конкретные технические решения определяют конструктивные особенности (один и тот же способ может быть реализован по-разному). Методы управления, исследования и тестирования адаптивных крыльев – это обширные области, требующие отдельного рассмотрения, им посвящено множество специальных работ [13 – 18].

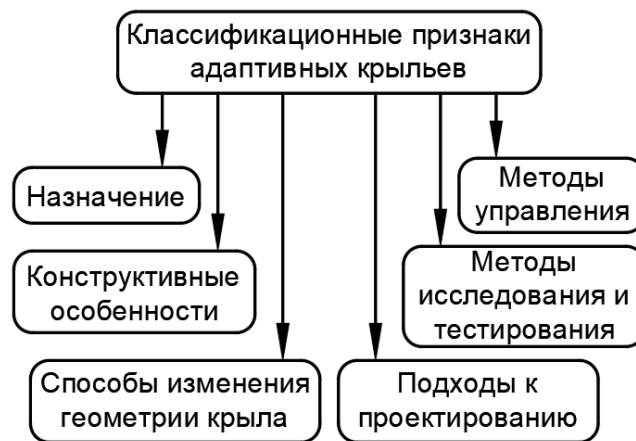


Рис. 2. Классификационные признаки адаптивных крыльев

С точки зрения назначения процесса трансформации адаптивные крылья можно подразделить на две группы:

- 1) мобильные – изменяемые в процессе полёта, обеспечивающие оптимальную форму крыла при различных режимах;
- 2) стационарные – изменяемые в процессе предполётной подготовки летательного аппарата по требованиям полётного задания.

В конструкциях летательных аппаратов наиболее часто используют мобильно изменяемое крыло, большинство из представленных в статье конструкций относится к мобильным (рис. 5, 9, 11, 14) [23; 35; 42; 50]. Стационарное изменение не полностью соответствует определению адаптивного крыла, но является частным случаем адаптации и часто используется, расширяя или дополняя функционал летательного аппарата.

Стационарное изменение позволило решить задачу соответствия габаритных размеров самолёта требованиям военно-морской авиации, а именно в самолётах, используемых на авианосцах. Одним из таких самолётов был палубный истребитель «Chance Vought F4U Corsair». В нем сконструировано сильно изогнутое складывающееся крыло типа «обратная чайка», такое решение позволяло размещать необходимое количество самолётов на авианосце (рис. 3, а) [19]. Первое крыло с изменяемой стреловидностью в Pterodactyl IV обеспечивало достаточное изменение центра давления для компенсации сдвига центра тяжести, когда в кабине находились один, два или три человека с дополнительной нагрузкой (рис. 3, б) [20]. Механизм располагался так, чтобы пилот или пассажиры не имели доступа к управлению стреловидностью.

По способу изменения геометрии крылья подразделяют на: крылья с двухмерным изменением формы в плоскости; крылья с выплоскостной трансформацией крыла; крылья с изменяемым аэродинамическим профилем (рис. 4) [21; 22].

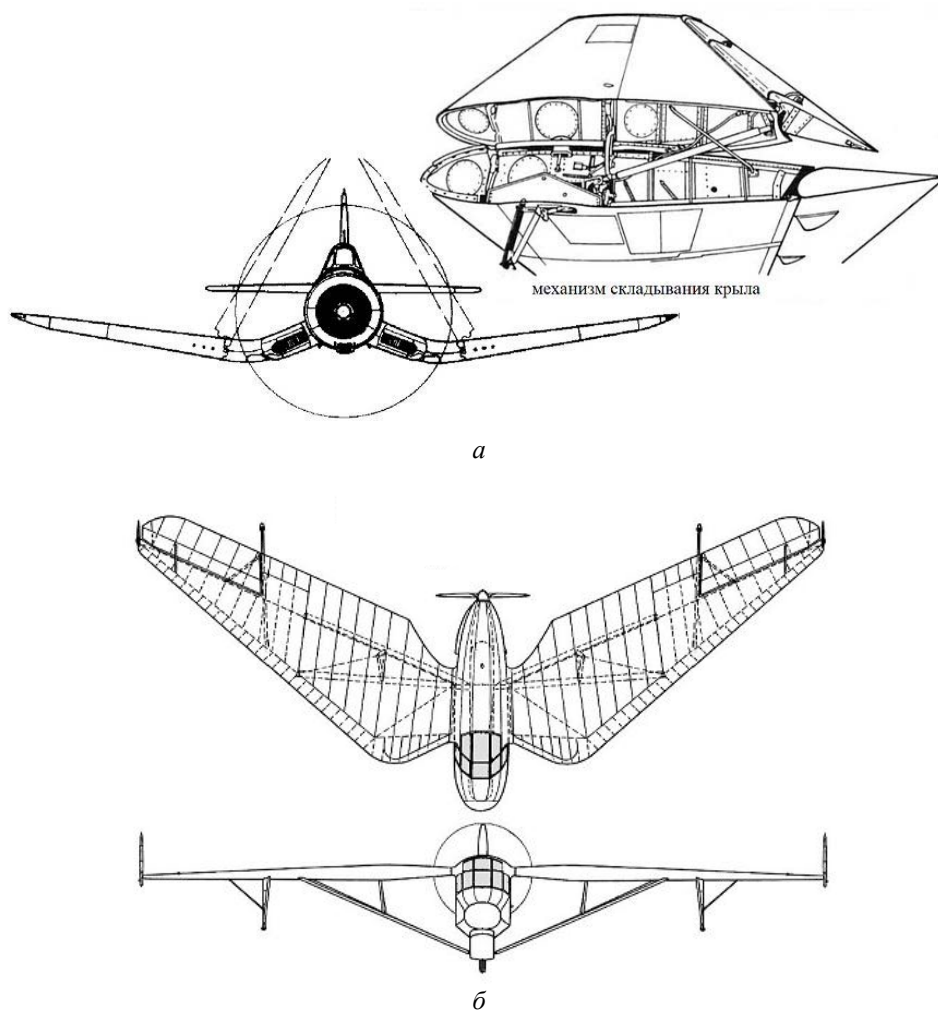


Рис. 3. Самолёты со стационарным изменением формы крыла:  
а – Vought F4U-4 Corsair; б – Pterodactyl IV

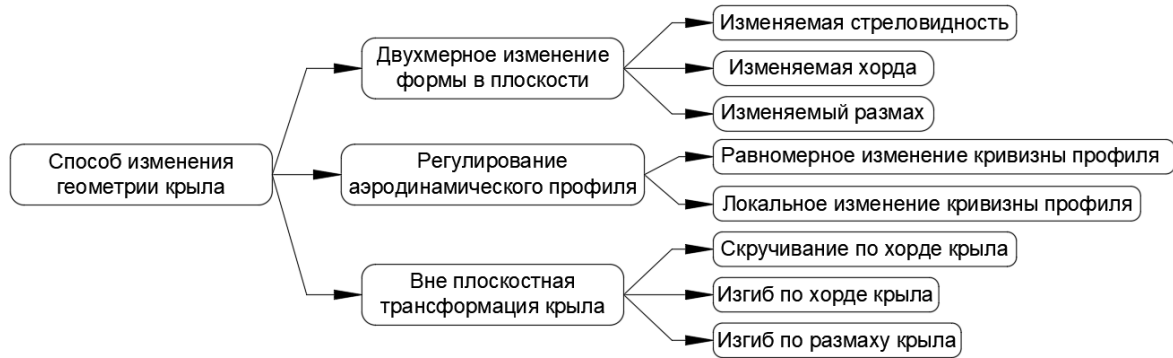


Рис. 4. Классификация способов изменения геометрии крыла

### Двухмерное изменение формы крыла в плоскости («In plane morphing»)

Двухмерное изменение крыла в плоскости – это способ перемещения элементов профиля крыла относительно исходного состояния в одной плоскости. Существует большое разнообразие конструкций, осуществляющих три вида двухмерного изменения формы крыла в плоскости – изменение стреловидности, хорды и размаха (рис. 4).

Крыло с изменяемой стреловидностью (Sweep) – вид крыла, предназначенный для изменения угла стреловидности крыла в процессе полёта или при базировании. Изменение стреловидности помогло в решении проблемы полёта на дозвуковых, околозвуковых и сверхзвуковых скоростях. Примером является известные [23 – 26] технические решения, нашедшие своё применение в конструкциях СУ-17, МИГ-23, F-111, F-14 Tomcat (рис. 5). Выделяют следующие недостатки самолётов с изменяемой стреловидностью [27]: «смещение аэродинамического фокуса при изменении стреловидности, приводящее к увеличению балансирующего сопротивления; сложность и вес механизма поворота».

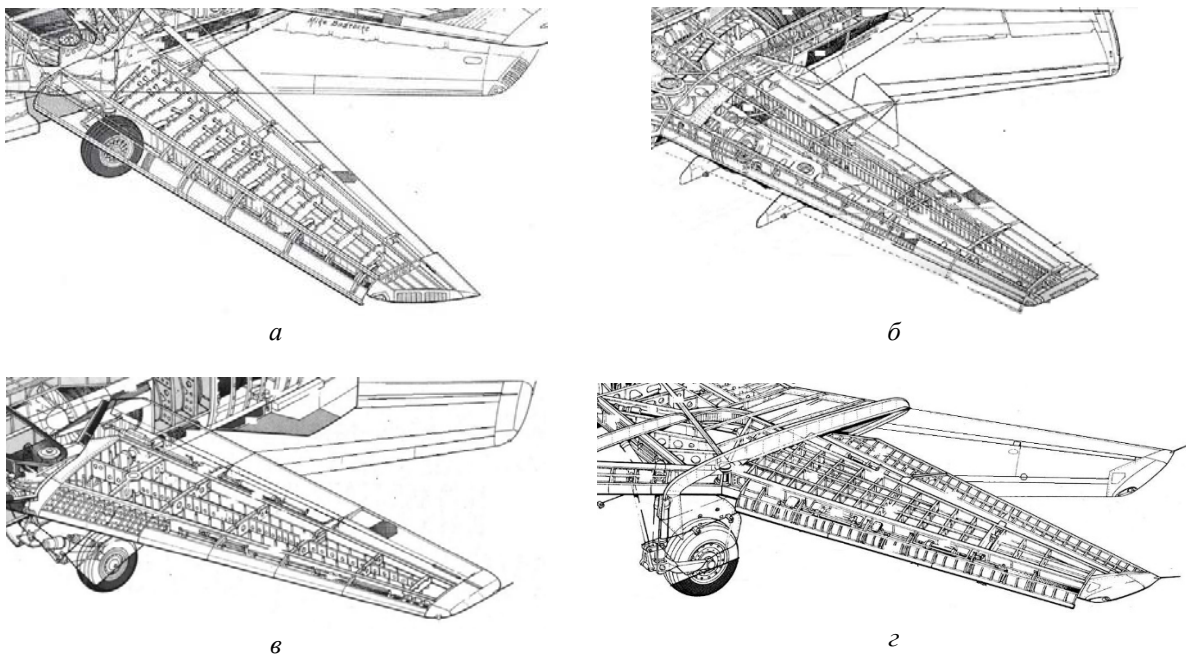
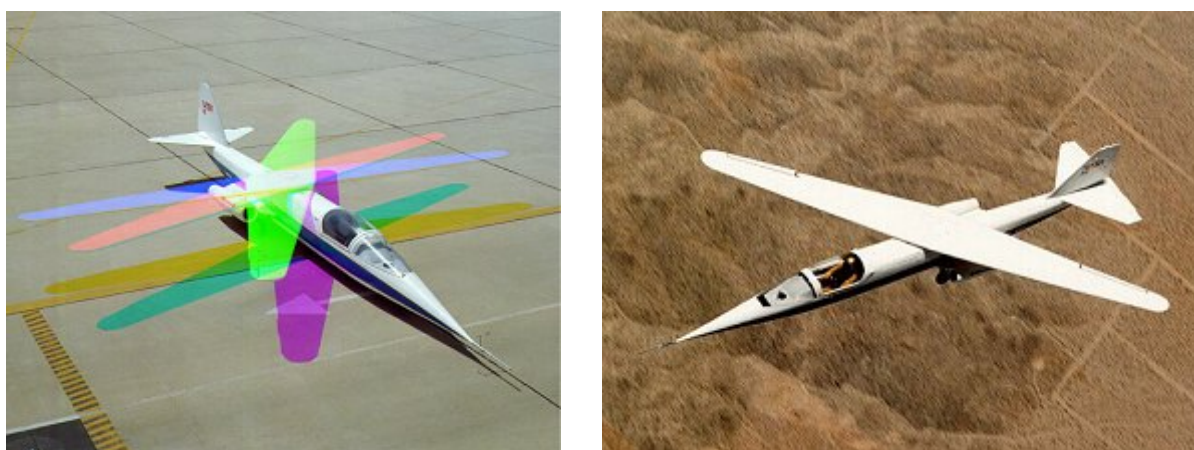


Рис. 5. Конструкции крыльев самолётов с изменяемой стреловидностью:  
а – F-14 Tomcat; б – F-111; в – МИГ-23; г – СУ-17



Одной из идей, направленных на решение этих проблем, стало крыло с асимметрично изменяемой стреловидностью (КАИС). Идея косоугольного крыла (Skew Wing, Scissor Wing или Oblique Wing) и тестирование первых образцов принадлежит инженеру Роберту Джонсу (Robert T. Jones). Аэродинамические исследования модели крыла КАИС в трубе показали, что на сверхзвуковых режимах полёта конструкция теоретически может достичь двухкратной экономии топлива в сравнении с традиционным крылом (рис. 6) [28]. КАИС имеет несколько недостатков: при большом угле стреловидности консоль с прямой стреловидностью (отступающая) имеет больший эффективный угол атаки по сравнению с консолью с обратной стреловидностью (наступающей), что приводит к асимметрии лобового сопротивления, возникновению разворачивающих моментов крена, тангажа и рыскания; вдвое больший рост толщины пограничного слоя вдоль размаха, вызывающий интенсивные возмущения при любом несимметричном срыве. Способом корректировки этих недостатков считается использование цифровой системы электродистанционного управления, которая без участия пилота в автоматическом режиме способна снижать паразитные моменты и управлять системой сдува или отсоса пограничного слоя [28].



*Рис. 6. Самолёт AD-1 с асимметрично изменяемой стреловидностью крыла*

Крыло с изменяемой хордой (Chord) – вид крыла, обеспечивающий изменение площади крыла за счёт увеличения или уменьшения длины хорды. Такое преобразование хорды используется для летательных аппаратов различного назначения, решение позволяет улучшить взлётно-посадочные характеристики, повысить дальность полёта. Запатентовано несколько технических решений, осуществляющих изменение площади крыла, связанных с изменением размера хорды (рис. 7) [29 – 31]. В 1937 году был создан самолёт ЛИГ-7, основной конструктивной особенностью которого было раздвижное в полёте крыло переменной площади. Целью создания этого самолёта была «демонстрация технологии получения крыла меньшей площади и меньшего лобового сопротивления для горизонтального полёта с максимальной скоростью и крыла увеличенной площади при взлёте и посадке». В ходе испытаний было установлено, что разница в характеристиках крыла на разных режимах особенно ярко проявлялась на взлёте и посадке» (рис. 7) [32].

Для увеличения подъёмной силы крыла на режимах взлёта и посадки «общепринятым решением является использование закрылков Фаулера и щелевых предкрылков. В литературе такое решение известно как классический вариант адаптивной механизации крыла, обеспечивающий изменение площади крыла за счёт изменения длины хорды» [33].



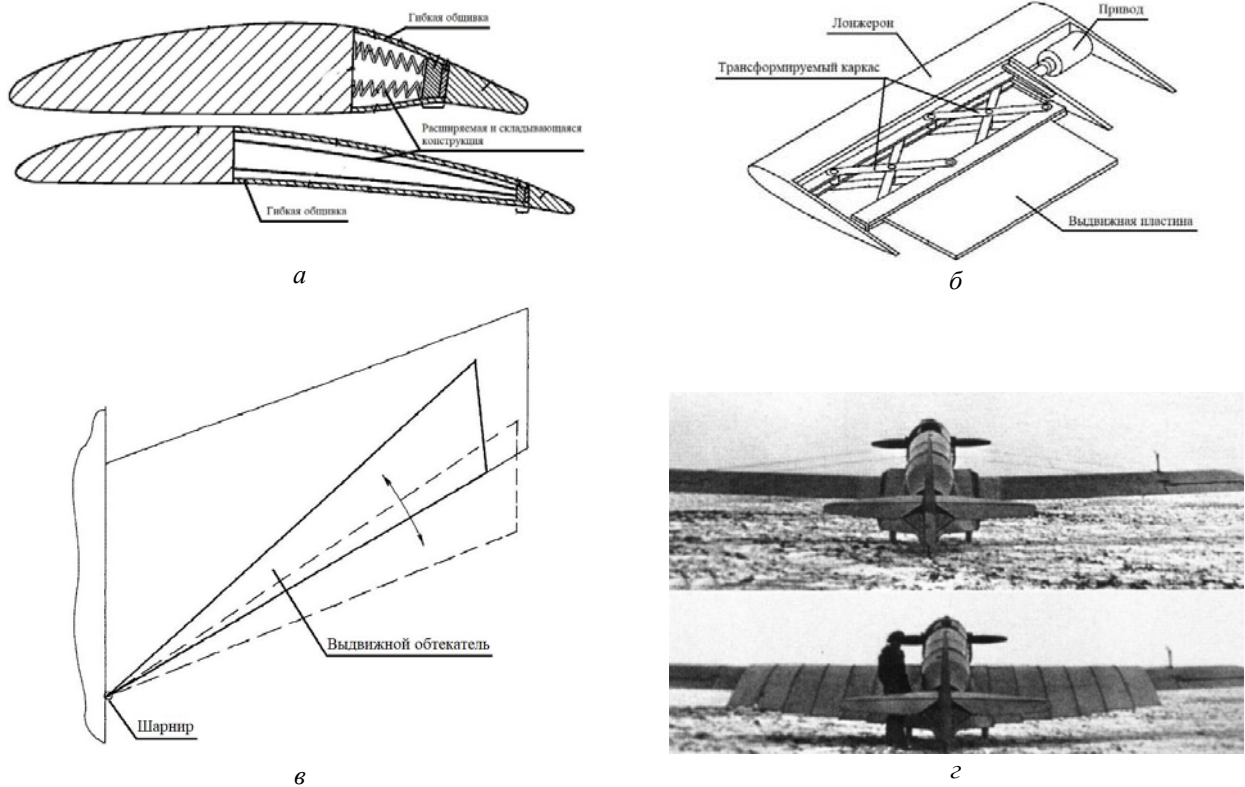


Рис. 7. Конструкции крыльев с изменяемой хордой:  
а – патент US9457887B2; б – патент US8684690B2, в – патент RU2429988C1; г – ЛИГ-7

Крыло с изменяемой длиной (Span) – вид крыла, обеспечивающий изменение площади за счёт увеличения или уменьшения размаха крыла. Первыми самолётами с изменяемой длиной крыла были Мак-10, а затем Мак-123 конструкции Ивана Махони-на. Крылья имели телескопическую конструкцию и состояли из трёх частей, способных скользить друг по другу, увеличивая размах. Мак-10 мог изменять размах крыла на 8 м и площадь на  $12 \text{ м}^2$  (рис. 8) [34]. Во взлётном положении удельная нагрузка на крыло достигала  $151 \text{ кг/м}^2$ , при перемещении в полётный режим этот параметр плавно возрастал до  $263 \text{ кг/м}^2$ .

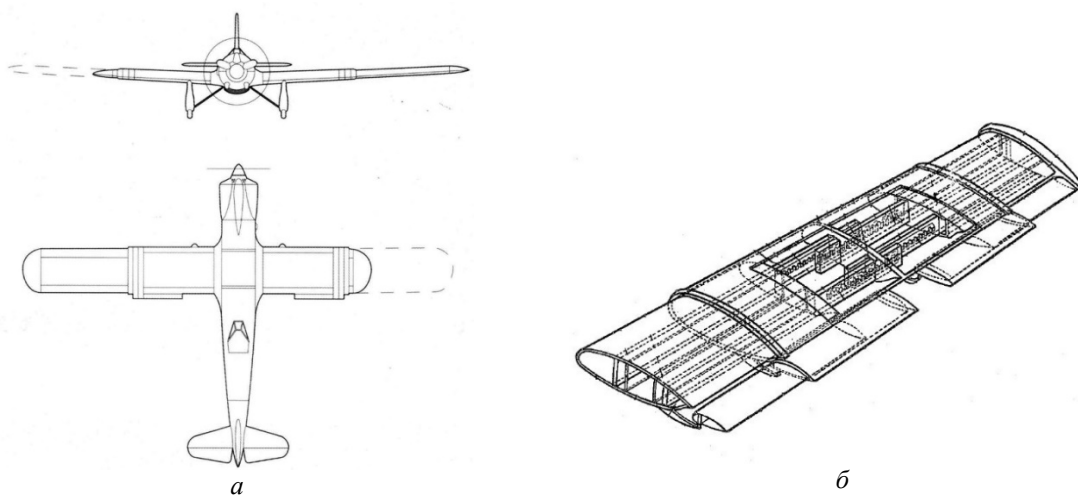
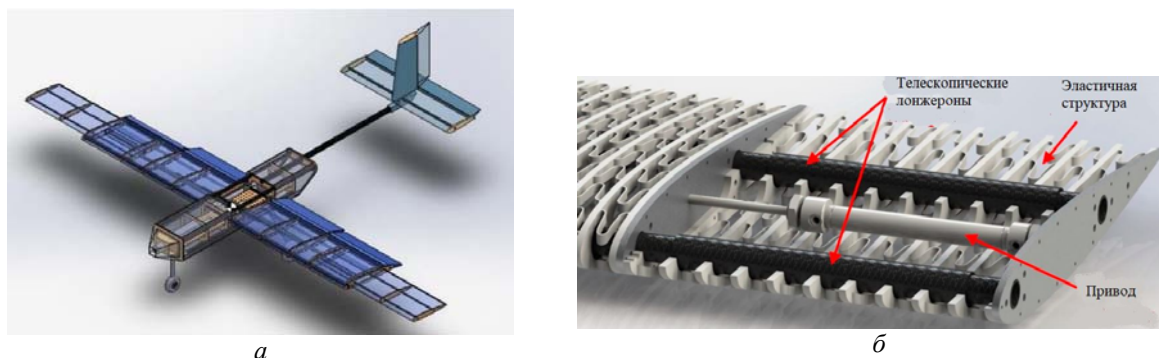
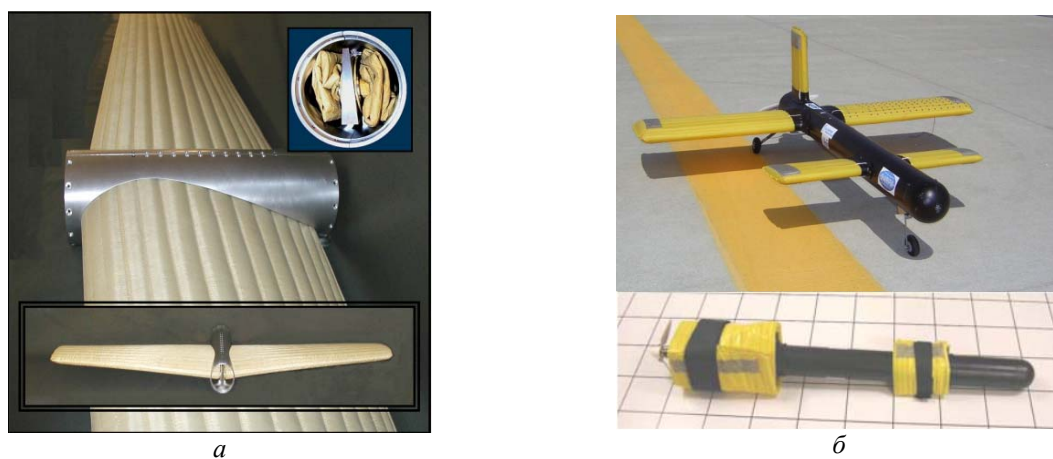


Рис. 8. Самолёт Мак-10 с телескопическим крылом:  
а – МАК-10; б – конструкция крыла МАК-10



*а*  
 Рис. 9. Конструкция крыла с изменяемым размахом:  
*а – A multimission UAV capable of symmetric span morphing; б – Span-Morphing Wing*

В современных конструкциях беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) различными разработчиками предлагается использование крыльев с изменяемой длиной [35]. В работах [36; 37] представлены конструкции, позволяющие изменять размах крыльев (рис. 9). При наличии достаточной тяги двигателя, полёт с укороченным крылом позволяет повысить максимальную скорость на 10% от возможностей стандартного профиля за счёт уменьшения коэффициента лобового сопротивления и увеличения удельной нагрузки на крыло. Соответственно, полёт с удлинённым крылом позволяет осуществить выполнение полётного задания (например, видеосъёмку) со скоростью на 10% меньше минимальной расчётной для стандартного профиля [37].



*а*  
*б*  
 Рис. 10. Прототипы летательных аппаратов с надувными крыльями:  
*а – Inflatable UAV Wing; б – ILC Dover's multi-spar MIAV;*  
*в – Mars Aircraft Design Using Inflatable Wings*

Стоит отметить современную идею летательных аппаратов с надувными крыльями. Первоначальная концепция складных конструкций использовалась для уменьшения объёмов хранения, когда крылья ЛА не использовались. Традиционные варианты складных крыльев были преимущественно механическими. Крылья, складывающиеся вдоль размаха, имели связанный с этим недостаток – дополнительный вес конструкции и уменьшение полезного объёма из-за механизма складывания. Основными проблемами складных крыльев являлись: процесс развёртывания крыла, особенно, если требовалось более одного изгиба; конструкции поворотных суставов, оказывавшиеся слабыми местами в процессе полёта [38].

Исследования и испытания конструкций БПЛА с надувными крыльями показали перспективность такой идеи. В половине существующих конструкций предусматривается встроенный механизм надувания крыльев, что позволяет привести аппарат в готовность при десантировании в необходимую область полёта (рис 10, а). Другим прототипам необходимо использование внешнего источника воздуха под давлением, что позволяет одновременно подготовить несколько аппаратов на импровизируемом аэродроме (рис. 10, б, в) [38 – 41].

### Внеплоскостная трансформация крыла («Out of plane morphing»)

Внеплоскостная трансформация крыла – это способ изменения профиля крыла, при котором перемещение и ориентация элементов крыла выполняется по нескольким координатам относительно исходной плоскости. Такая трансформация позволяет получить плавное изменение в любой части крыла (закрылки, предкрылки и др.), улучшая полётные характеристики ЛА. На рис. 4 представлены три вида внеплоскостного изменения.

Скручивание по хорде крыла (Twist) – это вид плавного и «неравномерного» изменения кривизны хорды вдоль размаха крыла, аналогичный вращению элеронов, способный создавать управляемый крутящий момент, что позволяет использовать всё крыло как поверхность управления полётом. Первым самолётом, использовавшим такую конструкцию, считается самолёт братьев Райт, описанный ранее [2]. Известны несколько научных команд, представивших макеты адаптивных крыльев, основной особенностью которых является возможность скрутки крыла (рис. 11) [42 – 45].

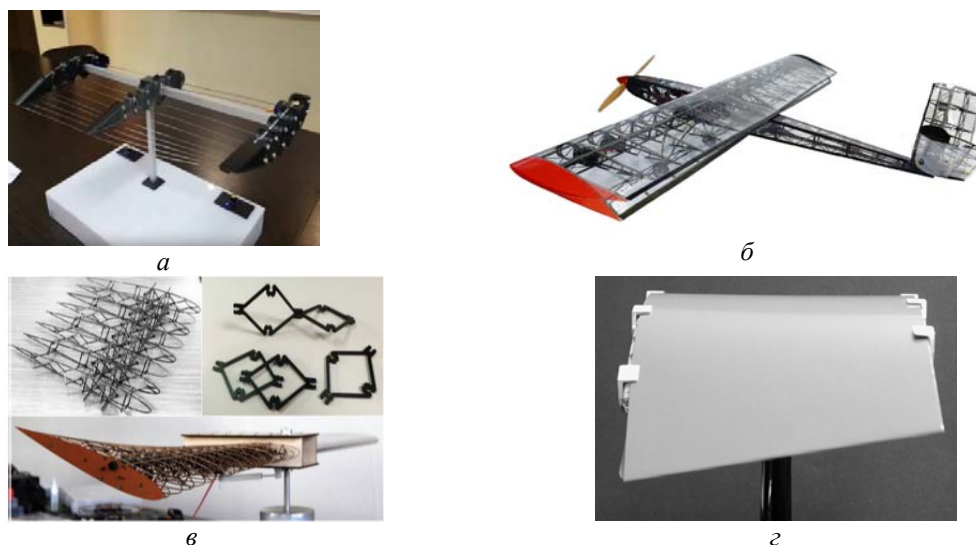


Рис. 11. Макеты крыльев со скручиванием по хорде:  
а – адаптивное крыло с шарнирами двойного действия; б – Compliant composite structure;  
в – Shape-changing structures; г – Shape morphing panel



Изгиб по хорде крыла (Chord-wise bending) – это вид плавного и «равномерного» изменения кривизны хорды вдоль размаха крыла, аналогичный отклонению элеронов, способный создавать управляемый крутящий момент, что позволяет всему крылу действовать как часть поверхности управления полётом. Такое решение считается некоторым упрощением скручивания по хорде крыла и является наиболее изучаемым подходом к трансформации крыла, позволяющим выполнять изменение эффективной кривизны аэродинамического профиля с помощью приводов. Существует много вариантов конструкций аэродинамического профиля, осуществляющих реконфигурацию передней и задней кромок (частей) крыла в целях решения задачи оптимизации полётного режима (рис. 12) [46; 47]. Примеры исследований изменения кривизны определённых частей крыла (передней или задней кромки) представлены на рис. 13 [48 – 50].

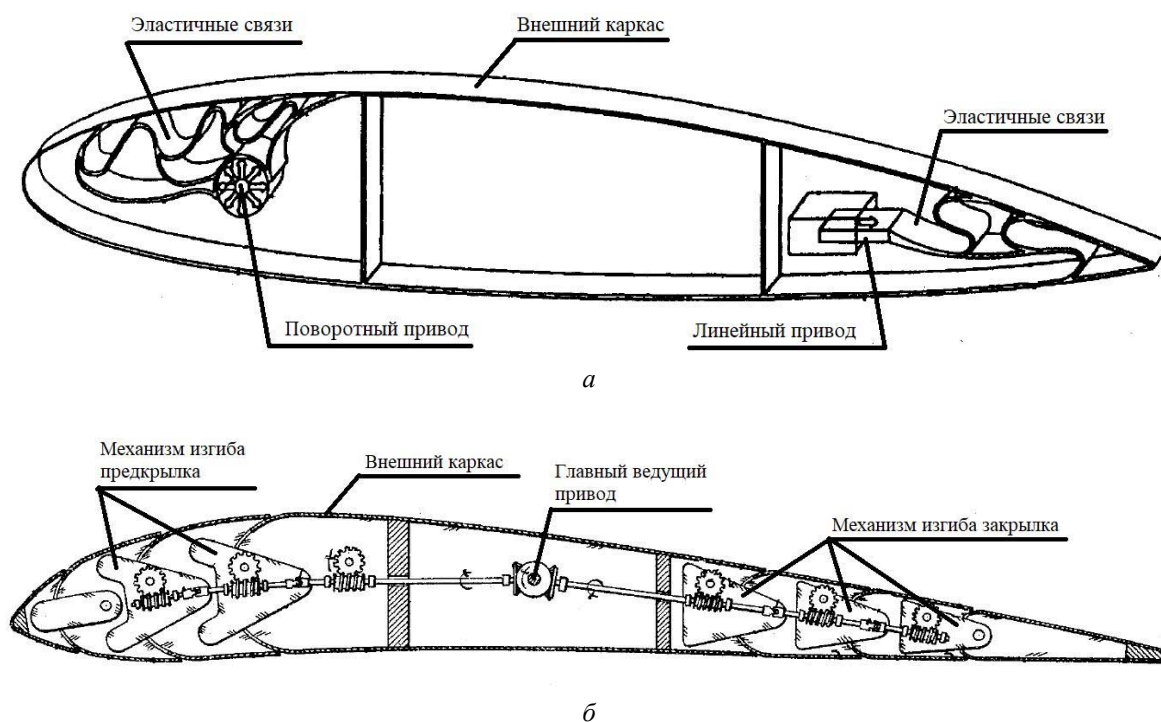


Рис. 12. Конструкции крыльев с изменяемым изгибом по хорде:  
 а – патент US5972328А; б – патент US1868748А

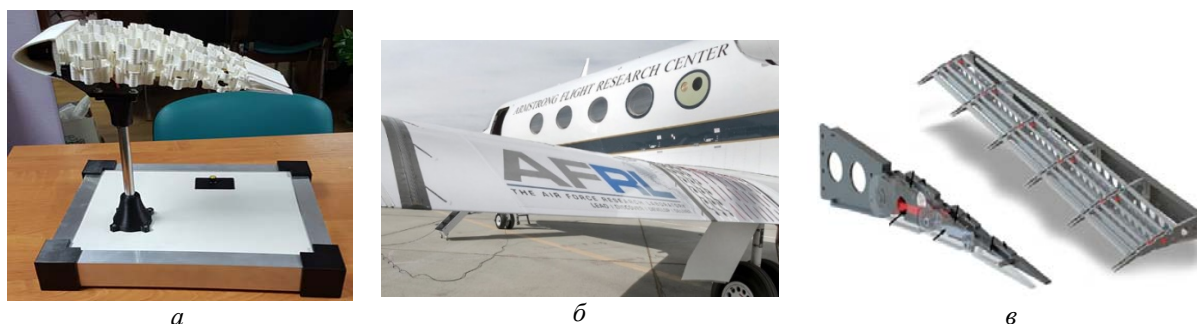


Рис. 13. Конструкции с изгибающимися закрылками:  
 а – адаптивное крыло с сотовым заполнением; б – Adaptive Compliant Trailing Edge AFRL NASA;  
 в – Morphing rib architecture ATE

Изгиб в направлении размаха крыла (Span-wise bending) – это вид полного или частичного управления кривизной крыла в направлении размаха, изменяющий полётные характеристики на разных режимах. Такая трансформация крыла увеличивает эффективное удлинение, препятствует протеканию вихревых потоков, способствует выравниванию давлений на нижней и верхней поверхностях крыла. Изгиб, установленный под определённым углом к вектору скорости набегающего потока, создает тянущую или тормозную силу. Теоретические представления аэродинамики отклонения концов крыла приводят «к перемещению аэродинамического фокуса самолёта вперед, уменьшению площади крыла вблизи задней кромки и дополнительному снижению балансирующего сопротивления в сверхзвуковом полёте» [3].

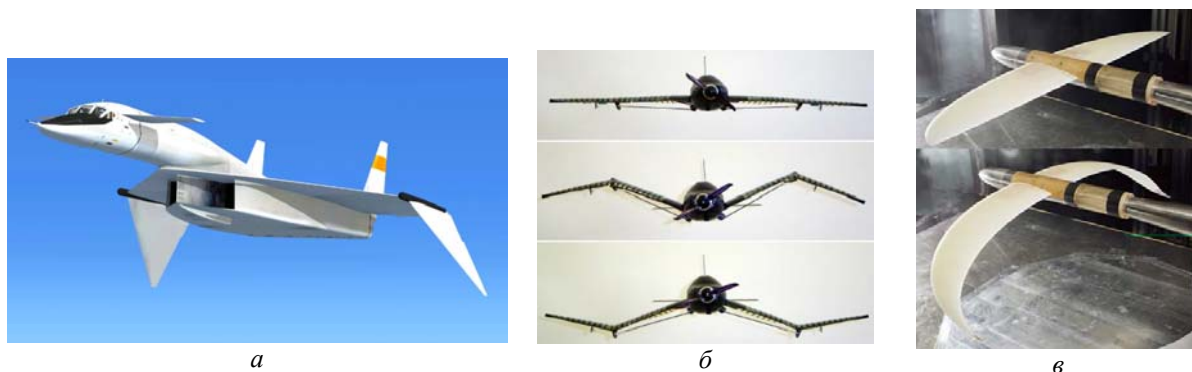


Рис. 14. Конструкции с изгибом в направлении размаха крыла:  
а – B-70 Valkyrie; б – Variable Gull-Wing Morphing Aircraft;  
в – Hyper-Elliptic Cambered Span (HECS) Wing

Отклоняемые вниз концевые части крыла применяются в реактивных самолётах и предназначены для повышения путевой устойчивости на больших скоростях [3; 51]. Эти конструкторские решения улучшают аэродинамическое качество самолёта, но, по исследованиям разработчиков самолёта B-70 Valkyrie (рис. 14, а), «снижают в некоторых режимах безопасность полёта, например при заклинивании в полностью отклонённом положении самолёт не может совершить безопасную посадку и экипаж должен катапультироваться» [51]. Современные проекты крыльев с изгибом вдоль размаха направлены на создание как ступенчато изгибаемых, так и плавно изгибаемых конструкций (рис. 14, б, в) [52; 53].

### Регулирование аэродинамического профиля крыла («Airfoil adjustment»)

Регулирование аэродинамического профиля крыла – это способ управления трансформацией, который позволяет непрерывно адаптировать геометрию аэродинамического профиля к требуемым условиям полёта, создавая необходимое изменение асимметрии между сторонами давления и разрежения аэродинамического профиля. Регулирование аэродинамического профиля подразделяют на равномерное и локальное изменение кривизны профиля (рис. 4).

Управление адаптацией профиля улучшает аэродинамическое качество непрерывно, и поэтому может использоваться для предотвращения отрыва потока, что влечёт за собой снижение расхода топлива. Регулировка аэродинамического профиля может быть достигнута различными вариантами деформации частей профиля (передней кромки, задней кромки, нижнего или верхнего изгиба) в комбинации или по отдельности (рис. 15).

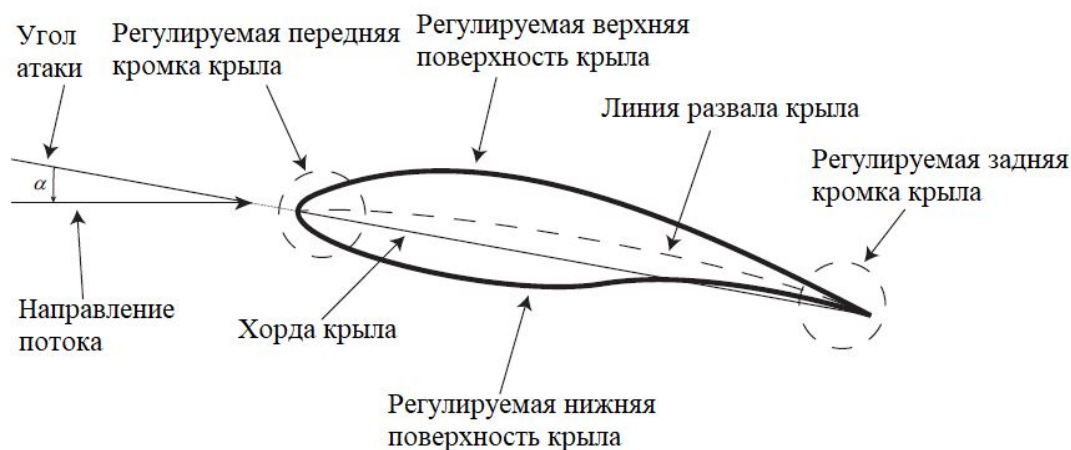


Рис. 15. Варианты регулирования аэродинамического профиля

Равномерное изменение кривизны профиля – это вид плавной и непрерывной реконфигурации геометрии профиля по длине крыла. Трансформация кривизны аэродинамического профиля в адаптивных крыльях достигается за счёт изгиба или поворота каркаса конструкции и осуществляется по толщине или геометрической форме (рис. 16).

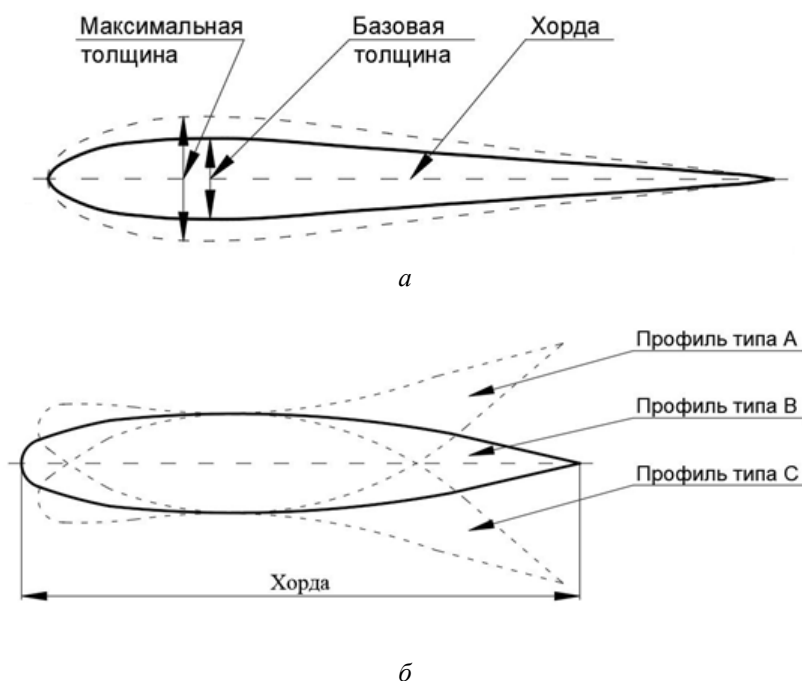


Рис. 16. Равномерное изменение кривизны:  
 а – изменяемая толщина; б – изменяемая геометрическая форма

Такая трансформация включает в себя возможности и преимущества изгиба и скручивания, описанные ранее [42 – 50], но реализуемые по всему профилю крыла. В патенте [54] представлена конструкция адаптивного крыла, способная осуществлять синхронное изменение кривизны профиля за счёт поворота элементов механических цепей хорды крыла (рис. 17, а). В работах [55; 56] представлены результаты исследования конструкции крыла с изменяемым аэродинамическим профилем (рис. 17, б, в).

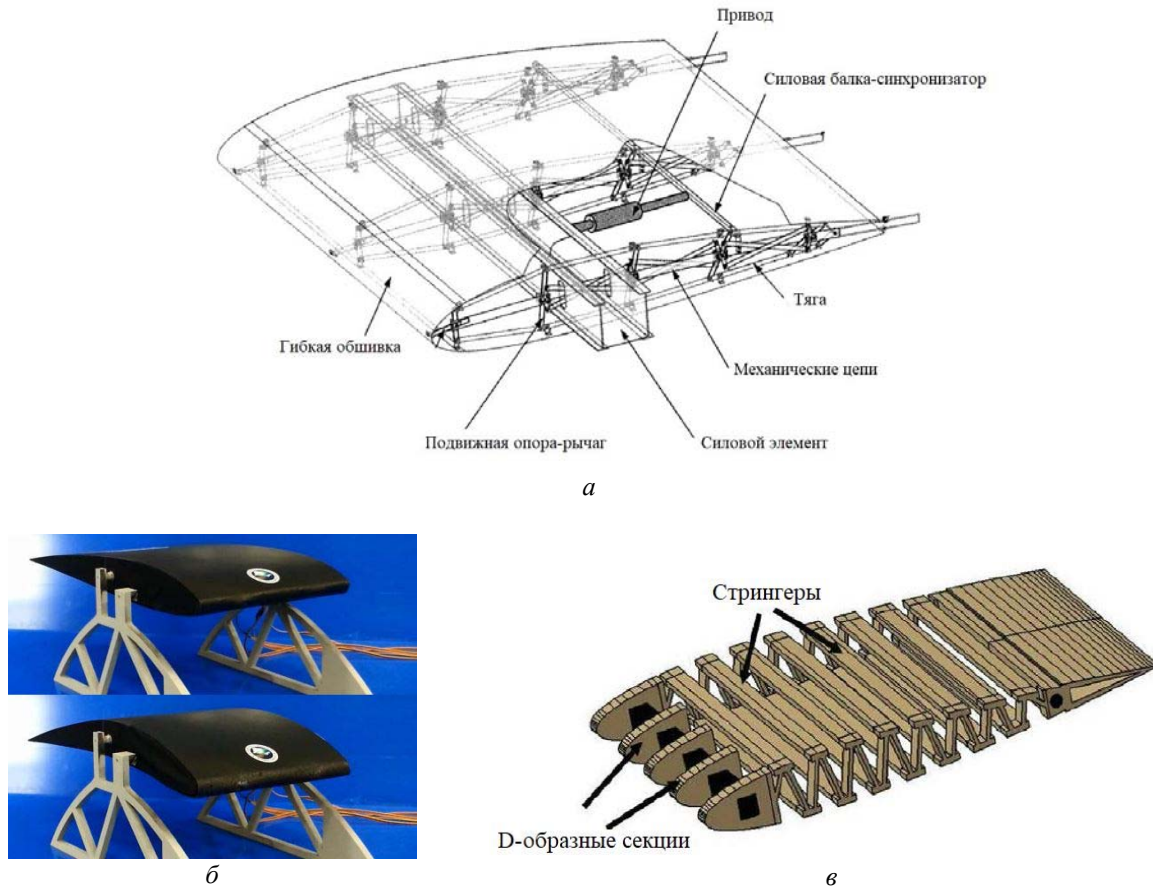


Рис. 17. Конструкции крыльев с изменяемой геометрической формой:  
а – патент RU2777139C1; б – AFRL Variable wing; в – The polymorphing wing

Другой вариант равномерного регулирования кривизны профиля – изменение толщины профиля. Областью применения такой трансформации являются крылья, имеющие внутри или снаружи конструкции профиля устройства, которые недопустимо изгибать и деформировать в процессе эксплуатации (например, топливные баки, двигатели, подвесной груз). В работе [57] представлены результаты создания и исследования крыла, в котором реализовано изменение толщины профиля с помощью пневматических элементов (рис. 18).

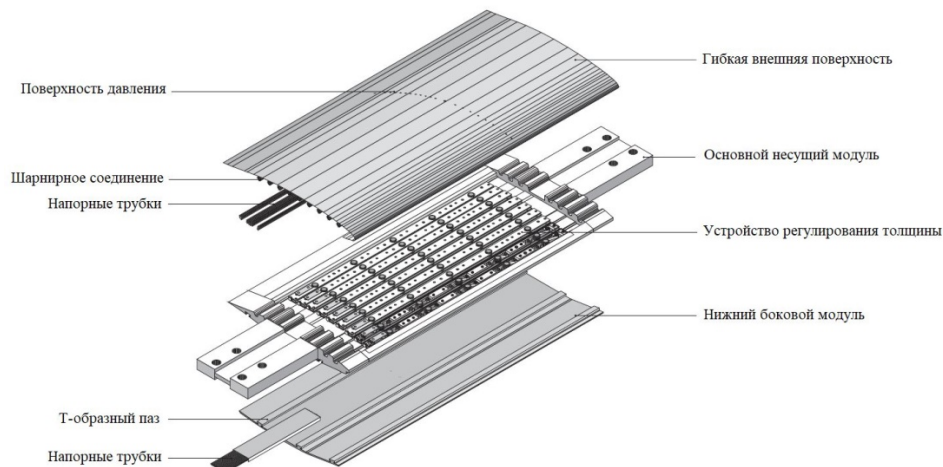


Рис. 18. Макет крыла с изменяемой толщиной



В [58] предложена концепция адаптивного крыла, состоящего из эластичной обшивки с топливными баллонами в качестве каркаса. По мере расхода топлива во время полёта баллон сжимается, а вместе с ним меняются толщина и геометрия профиля. Известны несколько [59 – 61] запатентованных решений, направленных на управление аэродинамическим профилем крыла за счёт изменения его толщины (рис. 19).

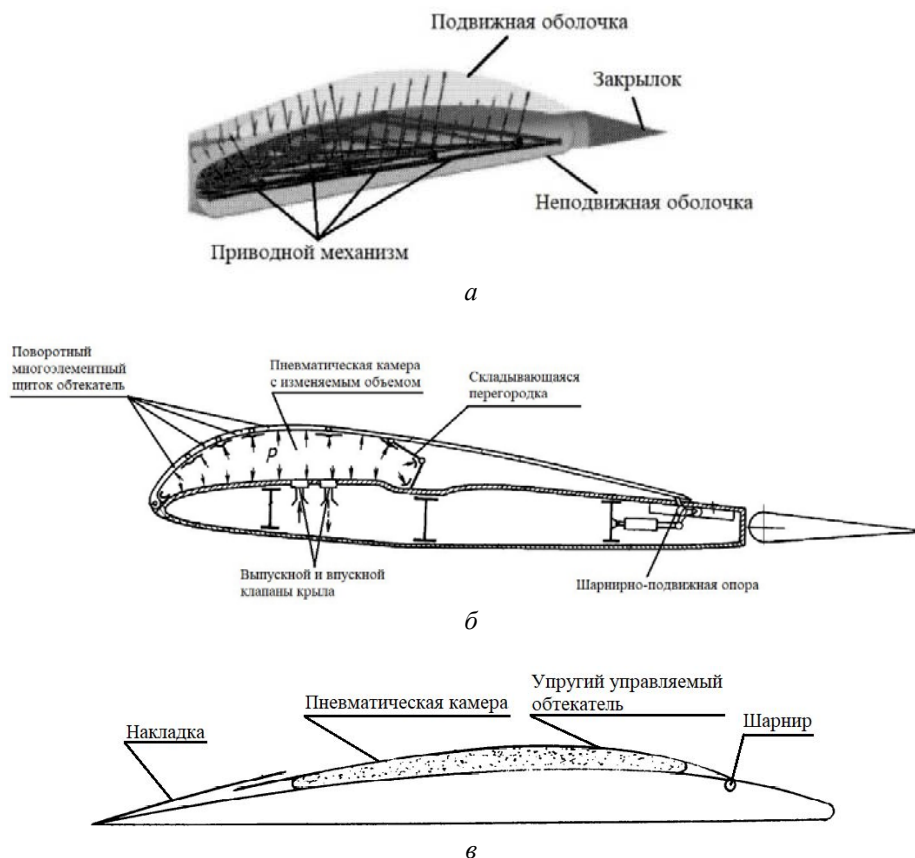


Рис. 19. Конструкции крыльев с изменяемой толщиной аэродинамического профиля:  
 а – патент RU155659U1; б – патент RU2079442C1; в – патент RU2330790C2

Локальное изменение кривизны профиля – это вид плавного изменения геометрии профиля крыла или его части (определённой области). Аэродинамическое крыло с адаптивно изменяющейся поверхностью осуществляет компенсацию турбулентности за счёт изменения геометрического профиля всего крыла или определённой области, где это необходимо. Техническое решение, описанное в патенте [62], предполагает наличие подвижных пластин по всей площади крыла. Каждая пластина содержит датчик, измеряющий внешнее давление, и два исполнительных сервомеханизма, вращающих пластину по двум осям (рис. 20).



Рис. 20. Конструкция крыла с локально изменяемой кривизной профиля



## Заключение

Представленный в статье обзор конструкций адаптивных крыльев показывает обширный круг задач, решаемый исследователями всего мира. Практические решения, направленные на повышение полётных характеристик, управляемости, уменьшение сопротивления воздушному потоку и снижение расхода топлива ЛА укладываются в предложенную классификацию. Для повышения полётных характеристик используют изменение площади и стреловидности крыла. Для улучшения управляемости и комфорта полёта корректируют размах крыла и отклонение концов крыла. Для уменьшения сопротивления воздушному потоку и повышение дальности БПЛА применяют управление толщиной и длиной профиля крыла. Снижение расхода топлива наиболее существенно для дальнемагистральных тяжёлых самолётов, для этого используют изменение длины хорды и размаха крыла при условии обеспечения плавности контура изменяемой части крыла.

Применение и испытание разработанных конструкций на гражданских и военных самолётах сталкивается с проблемами сертификации, получения допуска и специальных разрешений. Во многих странах были созданы прототипы и серийные самолёты с адаптивными крыльями, но большинство конструкций остаются в виде стендов, макетов и идей. Предложенная классификация позволяет соотнести разработанные прототипы с аналогичными решениями и определить стоимостные и лётные характеристики аналогичных образцов. Особенностью разработки и применения адаптивных крыльев является необходимость специальных тестовых испытаний всех узлов конструкции крыла. Требуется определение зависимости аэродинамических качеств крыла в допустимых границах от изменения формы, времени на изменение формы крыла, механической прочности в различных состояниях конструкции.

Применение стационарно и мобильно изменяемых крыльев БПЛА в основном определено их назначением, необходимостью доставки к месту старта или активизацией в процессе полёта. В связи с развитием и доступностью технологий создание БПЛА стало возможно и не в заводских условиях. Предложенная классификация определяет особенности применения адаптивных крыльев, в том числе в специальных БПЛА.

Исследование выполнено за счёт средств программы развития ВолгГТУ «Приоритет 2030», в рамках научного проекта № 35/637-24.

## Библиографический список

1. Кашафутдинов С.Т., Лушин В.Н. Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей. Новосибирск: СибНИА, 1994. 78 с.
2. Брагин Н.Н., Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Губанова М.А., Скоморохов С.И., Хозяинова Г.В. Исследования по совершенствованию аэродинамики взлётно-посадочной механизации крыла пассажирского самолёта // Учёные записки ЦАГИ. 2013. Т. 44, № 4. С. 1-14.
3. Егер С.М., Матвеев А.М., Шаталов И.А. Основы авиационной техники: учебник. М.: Машиностроение, 2003. 720 с.
4. Anderson J.D. Fundamentals of aerodynamics. New York: McGraw-Hill, 2011. 1106 p.
5. Lee S.C., Thomas S.D., Holst T.L. A fast viscous correction method for full-potential transonic wing analysis // Proceedings 14<sup>th</sup> Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (September, 10-14, 1984, Toulouse, France). V. 1. P. 168-177.
6. Куприков М.Ю. Адаптивное крыло.  
[https://old.bigenc.ru/technology\\_and\\_technique/text/4137890](https://old.bigenc.ru/technology_and_technique/text/4137890)

7. Губский В.В. Применение адаптивной механизации крыла на лёгком транспортном самолёте // Труды МАИ. 2013. № 68. <https://trudymai.ru/published.php?ID=41737>

8. Sinapius M., Monner H.P., Kintscher M., Riemenschneider J. DLR's morphing wing activities within the European network // Procedia IUTAM. 2014. V. 10. P. 416-426. DOI: 10.1016/j.piutam.2014.01.036

9. Redeker G., Wichmann G., Oelker H.-Chr. Aerodynamic investigations of an adaptive airfoil for a transonic transport aircraft // Proceedings 14<sup>th</sup> Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (September, 10-14, 1984, Toulouse, France). V. 2. P. 868-880.

10. Webber G.W., Dansby T. Wing tip devices for energy conservation and other purposes -experimental and analytical work in progress at the Lockheed-Georgia Company // Canadian Aeronautics and Space Journal. 1983. V. 29, Iss. 2. P. 105-120.

11. Лёгкий самолёт Flyer. <http://www.airwar.ru/enc/law1/flyer.html#LTH>

12. Петров К.П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1985. 272 с.

13. Mkhoyan T., Thakrar N. R., De Breuker R., Sodja J. Design and development of a seamless smart morphing wing using distributed trailing edge camber morphing for active control // AIAA Scitech 2021 Forum (January, 11-15, 2021, Virtual/online). DOI: 10.2514/6.2021-0477

14. Jensen S.C., Jenney G.D., Dawson D. Flight test experience with an electromechanical actuator on the F-18 systems research aircraft // Proceedings of the 19th Digital Avionics Systems Conference (October, 07-13, 2000, Philadelphia, PA, USA). DOI: 10.1109/dasc.2000.886914

15. Ветлицын М.Ю., Ветлицын Ю.А., Малолетов А.В. Оценка стабильности работы мехатронного узла нервюры БПЛА с цифровой системой управления // Известия Волгоградского государственного технического университета. 2022. № 1 (260). С. 53-56. DOI: 10.35211/1990-5297-2022-1-260-53-56

16. Ветлицын М.Ю., Ветлицын Ю.А., Прокудин Г.Ю., Шаронов Н.Г. Оценка точности системы управления макета нервюры адаптивного крыла // Сб. трудов XXXIII Международной инновационной конференции молодых учёных и студентов по проблемам машиноведения (МИКМУС - 2021) (30 ноября-02 декабря 2021 г., Москва). М.: Изд-во ИМАШ РАН, 2021. С. 379-386.

17. Ветлицын М.Ю., Ветлицын Ю.А. Усовершенствование системы управления нервюрой макета адаптивного крыла БПЛА // Заметки учёного. 2022. № 3-2. С. 128-133.

18. Граничин О.Н., Хантулева Т.А. Адаптация элементов крыла («перьев») самолёта в турбулентном потоке с помощью мультиагентного протокола // Автоматика и телемеханика. 2017. № 10. С. 168-188.

19. Палубный истребитель F4U Corsair. <http://www.airwar.ru/enc/fww2/f4u.html>

20. Экспериментальный самолет Pterodactyl IV.

<http://www.airwar.ru/enc/xplane/pterodactyl4.html>

21. Barbarino S., Bilgen O., Ajaj R.M., Friswell M.I., Inman D.J. A review of morphing aircraft // Journal of Intelligent Material Systems and Structures. 2011. V. 22, Iss. 9. P. 823-877. DOI: 10.1177/1045389X11414084

22. Sofla A.Y.N., Meguid S.A., Tan K.T., Yeo W.K. Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges // Materials and Design. 2010. V. 31, Iss. 3. P. 1284-1292. DOI: 10.1016/j.matdes.2009.09.011

23. Истребитель-бомбардировщик Су-17. <http://www.airwar.ru/enc/fighter/su17.html>

24. Многоцелевой истребитель МиГ-23МЛ.

<http://www.airwar.ru/enc/fighter/mig23ml.html>

25. Многоцелевой истребитель-бомбардировщик F-111A Aardvark.  
<http://www.airwar.ru/enc/fighter/f111.html>
26. Палубный многоцелевой истребитель F-14A Tomcat.  
<http://www.airwar.ru/enc/fighter/f14.html>
27. Бауэрс П. Летательные аппараты нетрадиционных схем. М.: Мир, 1991. 320 с.
28. Экспериментальный самолёт AD-1. <http://www.airwar.ru/enc/xplane/ad1.html>
29. Житников Э.Д. Крыло с изменяемой хордой: патент РФ № 2429988; опубл. 27.09.2011; бюл. № 27.
30. Gandhi F. Variable chord morphing helicopter rotor. Patent USA, no. 8684690B2, 2014. (Publ. 01.04.2014)
31. Roe R.W., Gandhi U.N. Smart material trailing edge variable chord morphing wing. Patent USA, no. 9457887B2, 2016. (Publ. 04.10.2016)
32. Экспериментальный самолёт РК (ЛИГ-7).  
<http://www.airwar.ru/enc/xplane/rk.html>
33. Михайлов Ю.С. Повышение эффективности механизации стреловидного крыла // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2020. Т. 23, № 6. С. 101-120. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-6-101-120
34. Рябов К. Экспериментальный самолёт И.И. Махонина Mak.10 / Mak.101 (Франция). <https://topwar.ru/104295-eksperimentalnyu-samolet-ii-mahonina-mak10-mak101-franciya.html>
35. Ветлицын Ю.А., Ветлицын М.Ю. О перспективах усовершенствования конструкций БПЛА // Современная школа России. Вопросы модернизации. 2021. № 8-2 (37). С. 181-183.
36. Ajaj R.M., Flores E.I.S., Friswell M.I., Allegri G., Woods B.K.S., Isikveren, A.T., Dettmer W.G. The Zigzag wingbox for a span morphing wing // Aerospace Science and Technology. 2013. V. 28, Iss. 1. P. 364-375. DOI: 10.1016/j.ast.2012.12.002
37. Bishay P.L., Burg E., Akinwunmi A., Phan R., Sepulveda K. Development of a new span-morphing wing core design // Designs. 2019. V. 3, Iss. 1. DOI: 10.3390/designs3010012
38. Murray J., Pahle J., Thornton S., Vogus S., Frackowiak T., Mello J., Norton B. Ground and flight evaluation of a small-scale inflatable-winged aircraft // Proceedings of the 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit (January, 14-17, 2005, Reno, NV). DOI: 10.2514/6.2002-820
39. Cadogan D., Sandy C., Grahne M. Development and evaluation of the Mars pathfinder inflatable airbag landing system // 49th International Astronautical Congress (September 28-October 2, 1998, Melbourne, Australia).
40. Simpson A., Jacob J., Smith S. Flight control of a UAV with inflatable wings with wing warping // Proceedings of the 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference (June, 05-08, 2006, San Francisco, California). DOI: 10.2514/6.2006-2831
41. Chandler J., Jacob J. Design and flight testing of a mars aircraft prototype using inflatable wings // 58th International Astronautical Congress (September, 24-28, 2007, Hyderabad, India). 2007. V. 12. P. 7966-7974.
42. Ивченко А.В., Шаронов Н.Г. Мехатронный узел и каркас адаптивного крыла // Материалы Международной научно-практической конференции «Прогресс транспортных средств и систем» (09-11 октября 2018 г., Волгоград). Волгоград: Волгоградский государственный технический университет, 2018. С. 176-177.
43. Fasel U., Keidel D., Baumann L., Ermanni P., Cavolina G., Eichenhofer M. Composite additive manufacturing of morphing aerospace structures // Manufacturing Letters. 2019. V. 23. P. 85-88. DOI: 10.1016/j.mfglet.2019.12.004

44. Jenett B., Calisch S., Cellucci D., Cramer N., Gershenfeld N., Swei S., Cheung K.C. Digital morphing wing: active wing shaping concept using composite lattice-based cellular structures // *Soft Robotics*. 2017. V. 4, Iss. 1. P. 33-48. DOI: 10.1089/soro.2016.0032
45. Elzey D.M., Sofla A.Y.N., Wadley H.N.G. A bio-inspired, high-authority actuator for shape morphing structures // *Proceedings of SPIE*. 2003. V. 5053. DOI: 10.1117/12.484745
46. Kota S. System for varying a surface contour. Patent USA, no. 5971328, 1999. (Publ. 26.10.1999)
47. Hogan H.J. Variable camber airfoil. Patent USA, no. 1868748, 1932. (Publ. 26.07.1932)
48. Ivchenko A.V., Sharonov N., Ziatdinov R. New conceptual design of the adaptive compliant aircraft wing frame // *Engineering Science and Technology, an International Journal*. 2019. V. 22, Iss. 5. P. 1149-1154. DOI: 10.1016/j.jestch.2019.10.004
49. Miller E.J., Lokos W.A., Cruz J., Crampton G., Stephens C.A., Kota S., Ervin G., Flick P. Approach for structurally clearing an adaptive compliant trailing edge flap for flight. [https://archive.org/details/NASA\\_NTRS\\_Archive\\_20150019388](https://archive.org/details/NASA_NTRS_Archive_20150019388)
50. Pecora R., Magnifico M., Amoroso F., Lecce L., Bellucci M., Dimino I., Concilio A., Ciminello M. Structural design of an adaptive wing trailing edge for large aeroplanes // *Smart Intelligent Aircraft Structures*. 2016. P. 159-170. DOI: 10.1007/978-3-319-22413-8\_8
51. Сверхзвуковой стратегический бомбардировщик B-70 Valkyrie.  
<http://www.airwar.ru/enc/bomber/b70.html>
52. Abdulrahim M., Lind R. Flight testing and response characteristics of a variable gull-wing morphing aircraft // *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit (August, 16-19, 2004, Providence, Rhode Island)*. DOI: 10.2514/6.2004-5113
53. Lazos B., Visser K. Aerodynamic comparison of hyper-elliptic cambered span (HECS) wings with conventional configurations // *Proceedings of the 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference (June, 05-08, 2006, San Francisco, California)*. DOI: 10.2514/6.2006-3469
54. Амелюшкин И.А., Дружинин О.В. Адаптивное крыло с профилем изменяемой кривизны: патент РФ № 2777139; опубл. 01.08.2022; бюлл. № 22.
55. Joo J.J., Marks C.R., Zientarski L., Culler A.J. Variable camber compliant wing-design // *Proceedings of the 23rd AIAA/AHS Adaptive Structures Conference (January, 05-09, 2015, Kissimmee, Florida)*. DOI: 10.2514/6.2015-1050
56. Parancheerivilakkathil M.S., Ajaj R.M., Khan K.A. A compliant polymorphing wing for small UAVs // *Chinese Journal of Aeronautics*. 2020. V. 33, Iss. 10. P. 2575-2588. DOI: 10.1016/j.cja.2020.03.027
57. Meijering A. Design of adaptive wing sections with natural transition. PhD thesis. Aachen, 2003. 244 p.
58. Gano Sh.E., Renaud J.E. Optimized unmanned aerial vehicle with wing morphing for extended range and endurance // *Proceedings of the 9th AIAA/ISSMO Symposium and Exhibit on Multidisciplinary Analysis and Optimization (September, 04-06, 2002, Atlanta, Georgia)*. DOI: 10.2514/6.2002-5668
59. Геворкян К.С., Юдина Д.О. Адаптивное крыло летательного аппарата: патент РФ № 155659; опубл. 20.10.2015; бюл. № 29.
60. Житников Э.Д. Крыло с изменяемым профилем: патент РФ № 2330790; опубл. 10.08.2008; бюл. № 22.
61. Желтко В.Н. Крыло самолёта: патент РФ № 2072942; опубл. 10.02.1997.

62. Граничин О.Н., Амелин К.С., Амелина Н.О. Аэродинамическое крыло летательного аппарата с адаптивно изменяющейся поверхностью: патент РФ № 2660191; опубл. 05.07.2018; бюл. № 19.

## CLASSIFICATION FEATURES OF ADAPTIVE WING DESIGNS: HISTORY OF CREATION, APPLICATION EXPERIENCE AND ADVANCED DEVELOPMENTS

© 2024

**M. Yu. Vetlitsyn** Postgraduate Student, Lecturer at the Department of Automation of Production Processes;  
Volgograd State Technical University, Volgograd, Russian Federation;  
[mikhail.vetlitsyn@mail.ru](mailto:mikhail.vetlitsyn@mail.ru)

**N. G. Sharonov** Candidate of Science (Engineering), Head of the Department of Dynamics and Strength of Machines;  
Volgograd State Technical University, Volgograd, Russian Federation;  
[sharonov@vstu.ru](mailto:sharonov@vstu.ru)

An overview of the developments of Russian and foreign scientists in the field of designing adaptive wings is presented. The work examines historical periods of development and improvement of methods for transforming the wing of aircraft. Classification features of adaptive wings of aircraft are identified, a detailed classification of transformable wings according to purpose (stationary and mobile) and design features (option and method of changing configuration and shape) is proposed. The results of testing finished structures and prototypes are shown. Patents for advanced adaptive wing designs are described.

*Adaptive Wing; Morphing Wing, classification characteristics; design features*

---

*Citation:* Vetlitsyn M.Yu., Sharonov N.G. Classification features of adaptive wing designs: history of creation, application experience and advanced developments. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 4. P. 25-47. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-25-47

### References

1. Kashafutdinov S.T., Lushin V.N. *Atlas aerodinamicheskikh harakteristik krylovykh profily* [Atlas of aerodynamic characteristics of wing profiles]. Novosibirsk: SibNIA Publ., 1994. 78 p.
2. Bragin N.N., Bolsunovskiy A.L., Buzoverya N.P., Gubanova M.A., Skomorohov S.I., Khozyainova G.V. Research on improving the aerodynamics of takeoff and landing wing devices of a passenger aircraft. *Uchenye Zapiski TsAGI*. 2013. V. 44, no. 4. P. 1-14. (In Russ.)
3. Eger S.M., Matveenko A.M., Shatalov I.A. *Osnovy aviatsionnoy tekhniki: uchebnyk* [Fundamentals of aviation technology: textbook]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2003. 720 p.
4. Anderson J.D. *Fundamentals of aerodynamics*. New York: McGraw-Hill, 2011. 1106 p.
5. Lee S.C., Thomas S.D., Holst T.L. A fast viscous correction method for full-potential transonic wing analysis. *Proceedings 14<sup>th</sup> Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (September, 10-14, 1984, Toulouse, France)*. V. 1. P. 168-177.
6. Kuprikov M.Yu. *Adaptivnoe krylo* [Adaptive wing]. Available at: [https://old.bigenc.ru/technology\\_and\\_technique/text/4137890](https://old.bigenc.ru/technology_and_technique/text/4137890)
7. Gubsky V.V. Application of adaptive high-lift devices by an light transport airplane. *Trudy MAI*. 2013. No. 68. (In Russ.). Available at: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=41737>

8. Sinapius M., Monner H.P., Kintscher M., Riemenschneider J. DLR's morphing wing activities within the European network. *Procedia IUTAM*. 2014. V. 10. P. 416-426. DOI: 10.1016/j.piutam.2014.01.036

9. Redeker G., Wichmann G., Oelker H.-Chr. Aerodynamic investigations of an adaptive airfoil for a transonic transport aircraft. *Proceedings 14<sup>th</sup> Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (September, 10-14, 1984, Toulouse, France)*. V. 2. P. 868-880.

10. Webber G.W., Dansby T. Wing tip devices for energy conservation and other purposes -experimental and analytical work in progress at the Lockheed-Georgia Company. *Canadian Aeronautics and Space Journal*. 1983. V. 29, Iss. 2. P. 105-120.

11. *Legkiy samolet Flyer* [Flyer light aircraft]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/law1/flyer.html#LTH>

12. Petrov K.P. *Aerodinamika elementov letatel'nyh apparatov* [Aerodynamics of aircraft elements]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1985. 272 p.

13. Mkhoyan T., Thakrar N. R., De Breuker R., Sodja J. Design and development of a seamless smart morphing wing using distributed trailing edge camber morphing for active control. *AIAA Scitech 2021 Forum (January, 11-15, 2021, Virtual/online)*. DOI: 10.2514/6.2021-0477

14. Jensen S.C., Jenney G.D., Dawson D. Flight test experience with an electromechanical actuator on the F-18 systems research aircraft. *Proceedings of the 19th Digital Avionics Systems Conference (October, 07-13, 2000, Philadelphia, PA, USA)*. DOI: 10.1109/dasc.2000.886914

15. Vetlitsyn M.Yu., Vetlitsyn Yu.A., Maloletov A.V. Estimation of the operation stability of the mechatronic river unit of a uav with a digital control system. *Izvestia Volgograd State Technical University*. 2022. No. 1 (260). P. 53-56. (In Russ.). DOI: 10.35211/1990-5297-2022-1-260-53-56

16. Vetlitsyn M.Yu., Vetlitsyn Yu.A., Prokudin G.Yu., Sharonov N.G. Evaluation of the accuracy of the control system of the adaptive wing rib layout. *Proceedings of the International Conference of Young Scientists and Students «Topical Problems of Mechanical Engineering» ToPME-2021 (November 30 - December 02, 2021, Moscow)*. Moscow: Russian Academy of Sciences Blagonravov Mechanical Engineering Research Institute Publ., 2021. P. 379-386. (In Russ.)

17. Vetlitsyn M.Yu., Vetlitsyn Yu.A. Improvement of the rib control system of the UAV adaptive wing layout. *Zametki Uchenogo*. 2022. No. 3-2. P. 128-133. (In Russ.)

18. Granichin O.N., Khantuleva T.A. Adapting wing elements («feathers») of an airplane in a turbulent flow with a multiagent protocol. *Automation and Remote Control*. 2017. V. 78, Iss. 10. P. 11867-1882. DOI: 10.1134/S0005117917100101

19. *Palubniy istrebitel' F4U Corsair* [F4U Corsair naval fighter]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/fww2/f4u.html>

20. *Eksperimental'niy samolet Pterodactyl IV* [Pterodactyl experimental aircraft IV]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/xplane/pterodactyl4.html>

21. Barbarino S., Bilgen O., Ajaj R.M., Friswell M.I., Inman D.J. A review of morphing aircraft. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*. 2011. V. 22, Iss. 9. P. 823-877. DOI: 10.1177/1045389X11414084

22. Sofla A.Y.N., Meguid S.A., Tan K.T., Yeo W.K. Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges. *Materials and Design*. 2010. V. 31, Iss. 3. P. 1284-1292. DOI: 10.1016/j.matdes.2009.09.011

23. *Istrebitel'-bombardirovshchik Su-17* [Su-17 fighter bomber]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/fighter/su17.html>

24. *Mnogotsелеvyy istrebitel' MiG-23ML* [MiG-23 ML multipurpose fighter]. Available at <http://www.airwar.ru/enc/fighter/mig23ml.html>
25. *Mnogotsелеvyy istrebitel'-bombardirovshchik F-111A Aardvark* [F-111A Aardvark multipurpose fighter bomber]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/fighter/f111.html>
26. *Palubniy mnogotsелеvyy istrebitel' F-14A Tomcat* [F-14A Tomcat naval multipurpose fighter]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/fighter/f14.html>
27. Bowers P.M. Unconventional aircraft. N.Y.: Tab Books Publ., 1984. 323 p.
28. *Eksperimental'niy samolet AD-1* [AD-1 experimental aircraft]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/xplane/ad1.html>
29. Zhitnikov E.D. *Krylo s izmenyaemoy hordoy* [Variable-chord wing]. Patent RF, no. 2429988, 2011. (Publ. 27.09.2011, bull. no. 27)
30. Gandhi F. Variable chord morphing helicopter rotor. Patent USA, no. 8684690B2, 2014. (Publ. 01.04.2014)
31. Roe R.W., Gandhi U.N. Smart material trailing edge variable chord morphing wing. Patent USA, no. 9457887B2, 2016. (Publ. 04.10.2016)
32. *Eksperimental'niy samolet RK (LIG-7)* [RK (LIG-7) experimental aircraft]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/xplane/rk.html>
33. Mikhailov Yu.S. Increase in high-lift devices efficiency of swept wing. *Scientific Civil Aviation High Technologies*. 2020. V. 23, no. 6. P. 101-120. (In Russ.). DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-6-101-120
34. Ryabov K. *Eksperimental'niy samolet I.I. Makhonina Mak.10 / Mak.101 (Frantsiya)* [I.I. Makhonin Mak.10 / Mak.101 (France) experimental aircraft]. Available at: <https://topwar.ru/104295-eksperimentalnyy-samolet-ii-mahonina-mak10-mak101-frantsiya.html>
35. Vetlitsyn Yu.A., Vetlitsyn M.Yu. On the prospects for improving the design of the UAV. *Sovremennaya Shkola Rossii. Voprosy Modernizatsii*. 2021. No. 8-2 (37). P. 181-183. (In Russ.)
36. Ajaj R.M., Flores E.I.S., Friswell M.I., Allegri G., Woods B.K.S., Isikveren, A.T., Dettmer W.G. The Zigzag wingbox for a span morphing wing. *Aerospace Science and Technology*. 2013. V. 28, Iss. 1. P. 364-375. DOI: 10.1016/j.ast.2012.12.002
37. Bishay P.L., Burg E., Akinwunmi A., Phan R., Sepulveda K. Development of a new span-morphing wing core design. *Designs*. 2019. V. 3, Iss. 1. DOI: 10.3390/designs3010012
38. Murray J., Pahle J., Thornton S., Vogus S., Frackowiak T., Mello J., Norton B. Ground and flight evaluation of a small-scale inflatable-winged aircraft. *Proceedings of the 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit (January, 14-17, 2005, Reno, NV)*. DOI: 10.2514/6.2002-820
39. Cadogan D., Sandy C., Grahne M. Development and evaluation of the Mars pathfinder inflatable airbag landing system. *49th International Astronautical Congress (September 28-October 2, 1998, Melbourne, Australia)*.
40. Simpson A., Jacob J., Smith S. Flight control of a UAV with inflatable wings with wing warping. *Proceedings of the 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference (June, 05-08, 2006, San Francisco, California)*. DOI: 10.2514/6.2006-2831
41. Chandler J., Jacob J. Design and flight testing of a mars aircraft prototype using inflatable wings. *58th International Astronautical Congress (September, 24-28, 2007, Hyderabad, India)*. 2007. V. 12. P. 7966-7974.
42. Ivchenko A.V., Sharonov N.G. Mekhatronnyy uzel i karkas adaptivnogo kryla. *Materialy Mezhdunarodnoy Nauchno-Prakticheskoy Konferentsii «Progress Transportnykh Sredstv i Sistem» (October, 09-11, 2018, Volgograd)*. Volgograd: Volgograd State Technical University Publ., 2018. P. 176-177. (In Russ.)

43. Fasel U., Keidel D., Baumann L., Ermanni P., Cavolina G., Eichenhofer M. Composite additive manufacturing of morphing aerospace structures. *Manufacturing Letters*. 2019. V. 23. P. 85-88. DOI: 10.1016/j.mfglet.2019.12.004
44. Jenett B., Calisch S., Cellucci D., Cramer N., Gershenfeld N., Swei S., Cheung K.C. Digital morphing wing: active wing shaping concept using composite lattice-based cellular structures. *Soft Robotics*. 2017. V. 4, Iss. 1. P. 33-48. DOI: 10.1089/soro.2016.0032
45. Elzey D.M., Sofla A.Y.N, Wadley H.N.G. A bio-inspired, high-authority actuator for shape morphing structures. *Proceedings of SPIE*. 2003. V. 5053. DOI: 10.1117/12.484745
46. Kota S. System for varying a surface contour. Patent USA, no. 5971328, 1999. (Publ. 26.10.1999)
47. Hogan H.J. Variable camber airfoil. Patent USA, no. 1868748, 1932. (Publ. 26.07.1932)
48. Ivchenko A.V., Sharonov N., Ziatdinov R. New conceptual design of the adaptive compliant aircraft wing frame. *Engineering Science and Technology, an International Journal*. 2019. V. 22, Iss. 5. P. 1149-1154. DOI: 10.1016/j.jestch.2019.10.004
49. Miller E.J., Lokos W.A., Cruz J., Crampton G., Stephens C.A., Kota S., Ervin G., Flick P. Approach for structurally clearing an adaptive compliant trailing edge flap for flight. Available at: [https://archive.org/details/NASA\\_NTRS\\_Archive\\_20150019388](https://archive.org/details/NASA_NTRS_Archive_20150019388)
50. Pecora R., Magnifico M., Amoroso F., Lecce L., Bellucci M., Dimino I., Concilio A., Ciminello M. Structural design of an adaptive wing trailing edge for large aeroplanes. *Smart Intelligent Aircraft Structures*. 2016. P. 159-170. DOI: 10.1007/978-3-319-22413-8\_8
51. *Sverkhzvukovoy strategicheskij bombardirovshchik B-70 Valkyrie* [B-70 Valkyrie supersonic strategic bomber]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/bomber/b70.html>
52. Abdulrahim M., Lind R. Flight testing and response characteristics of a variable gull-wing morphing aircraft. *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit (August, 16-19, 2004, Providence, Rhode Island)*. DOI: 10.2514/6.2004-5113
53. Lazos B., Visser K. Aerodynamic comparison of hyper-elliptic cambered span (HECS) wings with conventional configurations. *Proceedings of the 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference (June, 05-08, 2006, San Francisco, California)*. DOI: 10.2514/6.2006-3469
54. Amelyushkin I.A., Druzhinin O.V. *Adaptivnoe krylo s profilem izmenyaemoy krivizny* [Adaptive wing with a variable-camber profile]. Patent RF, no. 2777139, 2022. (Publ. 01.08.2022, bull. no. 22)
55. Joo J.J., Marks C.R., Zientarski L., Culler A.J. Variable camber compliant wing-design. *Proceedings of the 23rd AIAA/AHS Adaptive Structures Conference (January, 05-09, 2015, Kissimmee, Florida)*. DOI: 10.2514/6.2015-1050
56. Parancheerivilakkathil M.S., Ajaj R.M., Khan K.A. A compliant polymorphing wing for small UAVs. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2020. V. 33, Iss. 10. P. 2575-2588. DOI: 10.1016/j.cja.2020.03.027
57. Meijering A. Design of adaptive wing sections with natural transition. PhD thesis. Aachen, 2003. 244 p.
58. Gano Sh.E., Renaud J.E. Optimized unmanned aerial vehicle with wing morphing for extended range and endurance. *Proceedings of the 9th AIAA/ISSMO Symposium and Exhibit on Multidisciplinary Analysis and Optimization (September, 04-06, 2002, Atlanta, Georgia)*. DOI: 10.2514/6.2002-5668
59. Gevorkyan K.S., Yudina D.O. *Adaptivnoe krylo letatel'nogo apparata* [Adaptive aircraft wing]. Patent RF, no. 155659, 2015. (Publ. 20.10.2015, bull. no 29.)



60. Zhitnikov E.D. *Krylo s izmenyaemym profilem* [Variable-geometry wing]. Patent RF, no. 2330790, 2008. (Publ. 10.08.2008, bull. no. 22)

61. Zheltko V.N. *Krylo samoleta* [Aircraft wing]. Patent RF, no. 2072942, 1997. (Publ. 10.02.1997)

62. Granichin O.N., Amelin K.S., Amelina N.O. *Aerodinamicheskoe krylo letatel'nogo apparata s adaptivno izmenyayushcheysya poverkhnost'yu* [Aerodynamic wing of the flying apparatus with adaptive variable surface]. Patent RF, no. 2660191, 2018. (Publ. 05.07.2018, bull. no. 19)

## АВТОМАТИЗАЦИЯ КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ И МОДИФИКАЦИИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ САМОЛЁТНОГО ТИПА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ И ЭВОЛЮЦИОННЫХ АЛГОРИТМОВ. ЧАСТЬ 2: РЕЗУЛЬТАТЫ И АНАЛИЗ

© 2024

- В. А. Комаров** доктор технических наук, профессор, директор научно-образовательного центра авиационных конструкций НОЦ-202; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [vkomarov@ssau.ru](mailto:vkomarov@ssau.ru)
- О. Е. Лукьянов** кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [lukyanov.oe@ssau.ru](mailto:lukyanov.oe@ssau.ru)
- В. Х. Хоанг** аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [hunghoang2508@gmail.com](mailto:hunghoang2508@gmail.com)
- Е. И. Куркин** кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [kurkin.ei@ssau.ru](mailto:kurkin.ei@ssau.ru)
- Х. Г. Куихада Пиокуинто** аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [hosekihada@yandex.ru](mailto:hosekihada@yandex.ru)

Рассматривается пример практического использования методики многодисциплинарной оптимизации параметров облика летательных аппаратов самолётно-го типа в виде решения задачи модификации двух существующих летательных аппаратов с характеристиками, представленными в открытых источниках. Исследована сходимость задачи оптимизации. Приводятся результаты валидации математических моделей аэродинамики путём сравнения с экспериментом, проведена оценка достоверности вычисления целевой функции на примере решения прямой задачи расчёта взлётной массы и лётно-технических характеристик самолётов-прототипов и сравнения результатов с их реальными характеристиками. Предложена методика продольной балансировки летательных аппаратов самолётно-го типа с двумя несущими поверхностями при оптимизации параметров.

*БПЛА; облик; проектирование; взлётная масса; оптимизация; эволюционный алгоритм; аэродинамика; балансировка; штрафная функция; параллельные вычисления*

---

**Цитирование:** Комаров В.А., Лукьянов О.Е., Хоанг В.Х., Куркин Е.И., Куихада Пиокуинто Х.Г. Автоматизация концептуального проектирования и модификации беспилотных летательных аппаратов самолётно-го типа с использованием многодисциплинарной оптимизации и эволюционных алгоритмов. Часть 2: Результаты и анализ // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 4. С. 48-64. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-48-64

В первой части настоящей статьи [1] был рассмотрен алгоритм многодисциплинарной оптимизации параметров облика летательного аппарата (ЛА) самолётно-го типа с использованием метода дифференциальной эволюции. Результатом данного алгоритма является вектор значений проектных параметров, обращающих

целевую функцию в минимум  $x^{opt} = \{m_0^{in-opt}, \lambda_1^{opt}, \lambda_2^{opt}, \chi_1^{opt}, \chi_2^{opt}, \eta_1^{opt}, \eta_2^{opt}, \delta_1^{opt}, \bar{L}^{opt}, \bar{S}_2^{opt}, V^{opt}, p_0^{opt}\}$ .

Кроме этого, результатом работы алгоритма является ряд промежуточных значений параметров проекта, имеющих важное значение для сравнения полученного результата с альтернативными решениями и для проведения дальнейших этапов проектирования, в том числе массы частей беспилотного летательного аппарата (БПЛА), лётно-технические, энергетические, аэродинамические характеристики, облик самолёта и т.п. Эти данные можно получить из информации, содержащейся в результатах работы блоков m2, m6, m7 и 3.1 оптимизационного алгоритма [1, рис. 2]. Назовём их «*дополнительными*» и рассмотрим получение важнейших из них.

## 1. Дополнительные результаты оптимального решения

### 1.1 Масса частей самолёта

#### 1.1.1 Масса энергоносителя

В случае использования БПЛА двигателя внутреннего сгорания (ДВС) (или другого типа двигателя на топливе) относительная масса топлива определяется по формуле:

$$\bar{m}_{\text{топ}} = \bar{N} C_e t, \quad (1)$$

где:  $\bar{N}$  – энерговооружённость, кВт/кг (блок m6 и блок 3.1 [1, рис. 2]);  $C_e$  – удельный расход топлива, кг/(кВт.ч);  $t$  – время полёта, ч.

В случае использования БПЛА с электрическим двигателем относительная масса аккумуляторных батарей будет равна:

$$\bar{m}_{\text{акк}} = \frac{g \bar{N} t}{E \eta_{\text{cy}}}, \quad (2)$$

где:  $\eta_{\text{cy}}$  – КПД силовой установки;  $E$  – удельная энергоёмкость аккумулятора, кВт.ч/кг;  $g$  – ускорение свободного падения, м/с<sup>2</sup>.

1.1.2 *Масса силовой установки* включает в себя массу воздушных винтов и двигателя с системами обеспечения работоспособности – топливной системой для ДВС и контроллерами электрических двигателей в случае их использования в качестве силового агрегата. Относительная масса двигателя вычисляется по формуле:

$$\bar{m}_{\text{cy}} = k \bar{N} \gamma, \quad (3)$$

где:  $k$  – учитывает увеличение массы силовой установки за счёт систем;  $\gamma$  – удельная масса двигателя, кг/кВт.

1.1.3 *Масса конструкции* планера БПЛА, включающая в себя массы крыла, оперения, фюзеляжа и шасси, определяется обычно с использованием так называемых *весовых формул*, представленных в специализированной литературе [2 – 5]. Однако, в ряде исследований по весовому анализу авиационных конструкций [6; 7] показано существенное различие величин относительных масс, получаемых по различным формулам как гипотетических, так и существующих самолётов. При этом отмечено, что более высокую точность в широком диапазоне взлётных масс дают весовые формулы, которые учитывают этот фактор и удельную нагрузку на крыло. Поэтому в данной ра-

боте при выборе весовых формул предпочтение отдавалось тем, которые учитывают масштабный фактор:  $m_0, p_0, S_{кр}$  и т.п.

Для оценки относительной массы крыла использовалась формула, заимствованная из [3]:

$$\bar{m}_{кр} = 1,15 \cdot 10^{-4} k_{мех} k_{кон} k_{мт} \varphi n_p \frac{\lambda \sqrt{S}}{(\cos \chi)^{1,5} \sqrt{\theta \bar{c}_0}} \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \left( 1 - \frac{\bar{c}_0 - 1}{\bar{c}_к} \right), \quad (4)$$

где:  $k_{мех}$  – коэффициент, учитывающий механизацию крыла;  $k_{кон}$  – коэффициент, учитывающий тип конструкции крыла;  $k_{мт}$  – коэффициент, учитывающий марку основного материала конструкции крыла;  $\varphi$  – коэффициент разгрузки крыла;  $n_p$  – расчётная перегрузка;  $\lambda$  – удлинение крыла;  $S$  – площадь крыла, м<sup>2</sup>;  $\chi$  – стреловидность крыла, °;  $\theta$  – коэффициент, учитывающий эффективность работы продольных силовых элементов;  $\bar{c}_0$  – корневая относительная толщина крыла;  $\bar{c}_к$  – концевая относительная толщина крыла;  $\eta$  – сужение крыла.

Масса конструкции фюзеляжа определялась по формуле, заимствованной из [4]:

$$\bar{m}_\phi = \frac{0,23}{m_0} \sqrt{V_{\max} \frac{l_\phi}{b_\phi + h_\phi} S_{\text{полн}}^{1,2}}, \quad (5)$$

где:  $m_0$  – взлётная масса, кг;  $V_{\max}$  – предельная расчётная скорость, м/с;  $l_\phi$  – длина фюзеляжа, м;  $b_\phi$  – максимальная ширина фюзеляжа, м;  $h_\phi$  – максимальная высота фюзеляжа, м;  $S_{\text{полн}}$  – полная площадь внешней поверхности фюзеляжа, м<sup>2</sup>.

Масса вертикального оперения определялась по формуле из [5]:

$$\bar{m}_{\text{во}} = 6,8 \frac{S_{\text{во}}^{1,2}}{m_0} \left( 0,4 + \frac{V_{\text{крейс}} + 113}{1100} \right), \quad (6)$$

где:  $S_{\text{во}}$  – площадь вертикального оперения, м<sup>2</sup>;  $V_{\text{крейс}}$  – крейсерская скорость, м/с.

Масса шасси может быть найдена путём сложения масс передней и основных стоек, которые определяются отдельно по формуле из [4]:

$$\bar{m}_{\text{ш}} = k_{\text{гш}} \left( \frac{A}{m_0} + \frac{B}{m_0^{1/4}} + C + D m_0^{1/2} \right), \quad (7)$$

где:  $k_{\text{гш}}$  – коэффициент, учитывающий положение крыла относительно фюзеляжа;  $A, B, C, D$  – статистические коэффициенты, способы определения их значений можно найти в [4].

В перспективе планируются использование весовых формул на основе критерия «силовой фактор», приведённых в [8], с учётом того, что диапазон взлётных масс и абсолютных размеров существующих и перспективных БПЛА чрезвычайно широк.

### 1.2 Геометрические характеристики

Вычисление геометрических характеристик особи из оптимальной генерации производится на основе входной величины взлётной массы  $m_{0s,g}^{in}$ , удельной нагрузки на несущую систему  $p_{0s,g}$  и других относительных геометрических параметров из вектора особи  $\mathbf{x}^{opt}$ .

Суммарная площадь несущих поверхностей БПЛА  $S_{\Sigma}$  определяется по формуле:

$$S_{\Sigma} = \frac{m_0}{p_0}, \quad (8)$$

где:  $m_0$  – взлётная масса, кг;  $p_0$  – удельная нагрузка на несущую систему, кг/м<sup>2</sup>.

Остальные абсолютные геометрические характеристики каждой несущей поверхности находятся по соотношениям:

$$S_{\Sigma} = S_1 + S_2; \quad (9)$$

$$l_j = \sqrt{\lambda_j S_j}; \quad (10)$$

$$b_{kj} = \frac{2S_j}{l_j(1+\eta_j)}; \quad (11)$$

$$b_{0j} = b_{kj}\eta_j; \quad (12)$$

$$b_{CAХ} = \frac{2}{3}b_0 \frac{1+\eta+\eta^2}{\eta+\eta^2}, \quad (13)$$

где:  $S_1$  – площадь передней несущей поверхности крыла, м<sup>2</sup>;  $S_2$  – площадь задней несущей поверхности, м<sup>2</sup>;  $l$  – размах крыла, м;  $\lambda$  – удлинение крыла;  $j$  – индекс ( $j=1$  или  $2$ );  $b_0$  – корневая хорда крыла, м;  $b_k$  – концевая хорда крыла, м;  $\eta$  – сужение крыла;  $b_{CAХ}$  – средняя аэродинамическая хорда (САХ), м.

Геометрия фюзеляжа описывается относительными и абсолютными параметрами: удлинением фюзеляжа  $\lambda_{\phi}$ , удлинением носовой и хвостовой части фюзеляжа  $\lambda_{н.ч}$ ,  $\lambda_{х.ч}$ , эквивалентным диаметром миделева сечения  $d_{\phi}^3$ , м, удельной нагрузкой на мидель  $p_{0м}$ , кг/м<sup>2</sup>.

Особенностью предлагаемой методики является использование геометрических параметров  $S_{\Sigma}$  и  $\bar{S}_2 = S_2/S_1$ , которые позволяют рассматривать аэродинамические схемы из одной или двух несущих поверхностей без разделения их на нормальную схему, схему «утка», схему «тандем» или летающее крыло (бесхвостка). Величина  $\bar{S}_2$  является варьируемым параметром при оптимизации. В случае  $\bar{S}_2 < 1$  БПЛА получает нормальную схему, в случае  $\bar{S}_2 > 1$  – схему «утка», если  $\bar{S}_2 \sim 1$  – схему «тандем», если  $\bar{S}_2 = 0$  – это схема летающее крыло или бесхвостка.

При этом выделяется главная несущая поверхность: передняя, если  $S_1 > S_2$ , и, наоборот, задняя, если  $S_1 < S_2$ . Нормирование аэродинамических коэффициентов и относительных геометрических характеристик осуществляется относительно САХ главной поверхности.

### 1.3 Расчёт аэродинамических характеристик БПЛА

Расчёт аэродинамических характеристик БПЛА (блок m2, блок 3.1 [1, рис. 2]) осуществляется для аэродинамической компоновки БПЛА, полученной для каждой особи  $x_{s,g}$ . Определение несущих свойств и индуктивной составляющей лобового сопротивления выполняется с помощью метода дискретных вихрей (МДВ) [9 – 11] с использованием открытого программного обеспечения AVL [12], а учёт сжимаемости и расчёт сил вязкого трения выполняется на основе инженерных методов.

Основная задача используемого блока моделей аэродинамики – это определение аэродинамического качества на каждом из этапов полёта с целью оценки потребных энергетических характеристик силовой установки и количества энергоносителя, определяемых потребной энерговооружённостью на различных этапах полёта:

$$\bar{N} = \frac{V}{\eta_{\text{вин}}} \frac{K \sin \theta + \cos \theta}{\sin \alpha + K \cos \alpha}, \quad (14)$$

где:  $\theta$  – угол наклона траектории полёта, °;  $\alpha$  – угол атаки, °;  $K$  – аэродинамическое качество;  $V$  – скорость полёта, м/с;  $\eta_{\text{вин}}$  – коэффициент полезного действия (КПД) винтов.

Аэродинамическое качество, определяющее энергетические затраты на каждом из этапов полёта, определяется соотношением соответствующих этому режиму полёта коэффициентов подъёмной силы  $c_{y_a}$  и лобового сопротивления  $c_{x_a}$ .

### 1.4 Балансировка БПЛА

Определение аэродинамического качества и потребных энергетических характеристик БПЛА осуществляется при обеспечении равновесия БПЛА в вертикальной плоскости, то есть выполняются условия:

$$\begin{cases} M_z = 0 & \text{(а)} \\ Y_a = Y_{a_{\text{бал}}} & \text{(б)}, \\ X_a = P \cos \alpha + G \sin \theta & \text{(в)} \end{cases} \quad (15)$$

где:  $M_z$  – продольный аэродинамический момент относительно центра масс, Н·м;  $Y_a$  – подъёмная сила, Н;  $Y_{a_{\text{бал}}}$  – подъёмная сила, потребная для равновесия по оси  $y_a$  скоростной системы координат, Н;  $X_a$  – сила лобового аэродинамического сопротивления, Н;  $P$  – сила тяги силовой установки, Н;  $G$  – вес БПЛА, Н.

Значение коэффициента подъёмной силы  $c_{y_{a_{\text{бал}}}}$ , необходимое для обеспечения равновесия по оси  $y_a$ , определяется по формуле:

$$c_{y_{a_{\text{бал}}}} = \frac{gp_0 \cos \theta}{1/2 \rho V^2}, \quad (16)$$

где:  $g$  – ускорение свободного падения, м/с<sup>2</sup>;  $p_0$  – удельная нагрузка на крыло, кг/м<sup>2</sup>;  $\theta$  – угол наклона траектории, °;  $\rho$  – плотность воздуха, кг/м<sup>3</sup>;  $V$  – скорость полёта, м/с.

Коэффициент подъёмной силы  $c_{y_a}$  летательного аппарата зависит от угла атаки и

углового расположение несущих поверхностей относительно друг друга, а коэффициент продольного момента относительно центра масс зависит ещё и от выбранной степени продольной устойчивости.

Задача обеспечения равновесия (15) представляет собой задачу оптимизации по обеспечению равенств (15а) и (15б) с двумя переменными:

$$\begin{cases} m_z(\alpha, \delta_2) = 0, & (a) \\ c_{ya}(\alpha, \delta_2) - c_{ya_{\text{бал}}} = 0, & (б) \end{cases} \quad (17)$$

где:  $\alpha$  – угол атаки, °;  $\delta_2$  – угол установки балансирующей аэродинамической поверхности, °.

Используемые модели аэродинамики определяют линейный характер зависимостей в (17), поэтому в работе предлагается использовать следующий алгоритм с широким использованием аналитических методов с целью повышения быстродействия решения данной задачи:

– расчёт характеристик: подъёмной силы  $c_{ya}$  и продольного аэродинамического момента относительно носка САХ главной несущей поверхности  $m_{zA}$  численным методом МДВ в программном обеспечении (ПО) AVL для двух разных сочетаний угла атаки  $\alpha$  и угла установки задней поверхности  $\delta_2$ ;

– на основе полученных данных выполняется линейная аппроксимация аналитических зависимостей  $c_{ya}(\alpha, \delta_2) = c_{ya}^\alpha (\alpha - \alpha_0 + \delta_2)$  и  $m_{zA}(\alpha, \delta_2) = m_{z0} + m_{zA}^{c_{ya}} c_{ya}(\alpha, \delta_2)$ ;

– вычисляется положение аэродинамического фокуса по углу атаки относительно носка САХ главной несущей поверхности  $x_\phi = -m_{zA}^{c_{ya}}$ , и рассчитывается требуемое положение центра масс, которое обеспечит заданный запас продольной статической устойчивости:  $x_{ц.м} = x_\phi + (x_{ц.м} - x_\phi)$ , где  $(x_{ц.м} - x_\phi) = \Delta$  – требуемый запас продольной статической устойчивости;

– производится пересчёт зависимости  $m_{зц.м}(\alpha, \delta_2)$  относительно требуемого положения центра масс (рис. 1):

$$m_{зц.м} = m_{z0} + \Delta c_{ya} = m_{z0} + \frac{m_{zA} - m_{z0}}{m_{zA}^{c_{ya}}} \Delta, \quad (18)$$

– находятся аналитические выражения двух прямых, полученные пересечением плоскости  $c_{ya} = f(\alpha, \delta_2)$  с плоскостью  $c_{ya} = c_{ya_{\text{бал}}}$  и плоскости  $m_{зц.м} = f(\alpha, \delta_2)$  с плоскостью  $m_{зц.м} = 0$ , то есть находятся решения (17а) и (17б) независимо друг от друга (рис. 2 – 4);

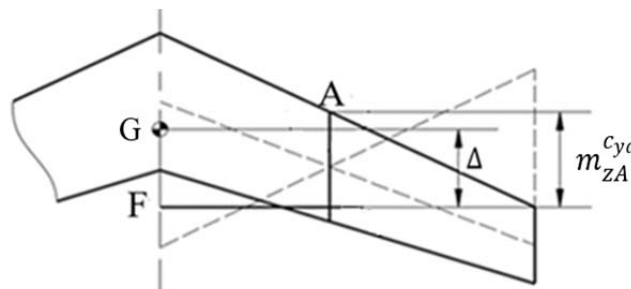


Рис. 1. Определение коэффициента продольного момента относительно центра масс



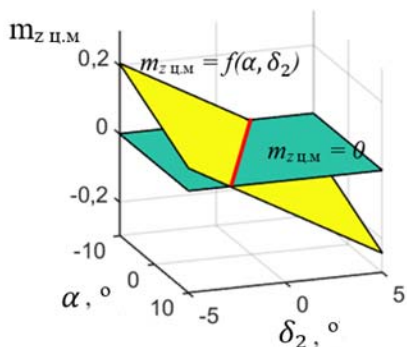


Рис. 2. Зависимость  $m_{z_{ц.м}}$  от  $\alpha$  и  $\delta_2$

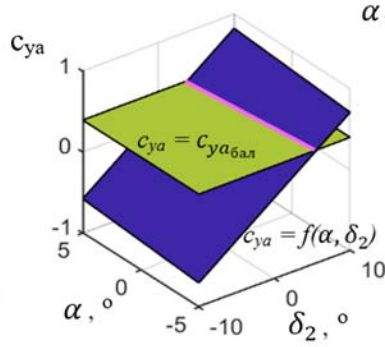


Рис. 3. Зависимость  $c_{ya}$  от  $\alpha$  и  $\delta_2$

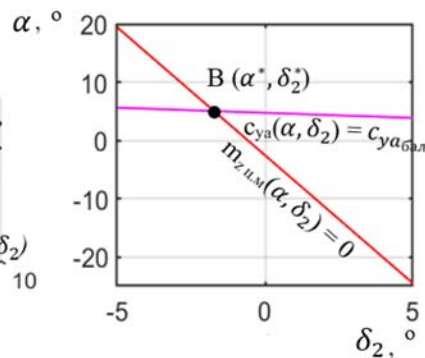


Рис. 4. Решение условия балансировки БПЛА

– задачи (17) решаются аналитически, решением является точка  $B = (\alpha^*, \delta_2^*)$  пересечения двух прямых  $c_{ya}(\alpha, \delta_2) = c_{ya_{бал}}$  и  $m_{z_{ц.м}}(\alpha, \delta_2) = 0$  (рис. 4);

– выполняется расчёт величин  $c_{ya}(\alpha^*, \delta_2^*)$  и  $m_{z_{ц.м}}(\alpha^*, \delta_2^*)$  на основе моделей метода МДВ в ПО AVL для проверки условия балансировки.

### 1.5 Визуализация результатов оптимизации в виде плановой проекции и его трёхмерной модели

После завершения цикла оптимизации создаётся файл в формате \*.xlsx, содержащий все геометрические параметры последней генерации.

В конце основной программы оптимизации добавляется модуль для запуска программы FreeCAD [13] через пакет Python.

Построение 3D-моделей осуществляется с помощью файлов макросов, написанных на языке Python. Этот файл макроса создаёт 3D-модель на основе геометрических параметров, содержащихся в файле \*.xlsx, сохраняет изображение модели в формате .png, закрывает программу FreeCAD после выполнения задачи и помещает в папку установки FreeCAD. Благодаря функции «запускать макрос при запуске» FreeCAD автоматически запускается файл макроса, и весь процесс происходит в фоновом режиме в системе.

## 2. Анализ достоверности моделей и методики

### 2.1 Валидация математических моделей аэродинамики

В рассматриваемой методике оптимизации аэродинамические характеристики БПЛА рассчитываются по заданным геометрическим параметрам по методике МДВ с подключением ПО AVL в комбинации с формулами инженерных методик на платформе Python. Валидация получаемых результатов расчёта осуществлена на основе сравнения с экспериментальными данными, полученными в аэродинамической трубе Самарского университета Т-3 весовым методом [14]. Описание экспериментальной установки представлено в [15; 16]. Исследовалась модель с геометрическими характеристиками, представленными на рис. 5.

Для валидации рассматривались интегральные аэродинамические коэффициенты  $c_{ya}$ ,  $c_{xa}$ ,  $m_z$  в зависимости от угла атаки.

На рис. 6 представлены полученные экспериментальные данные и результаты расчёта.

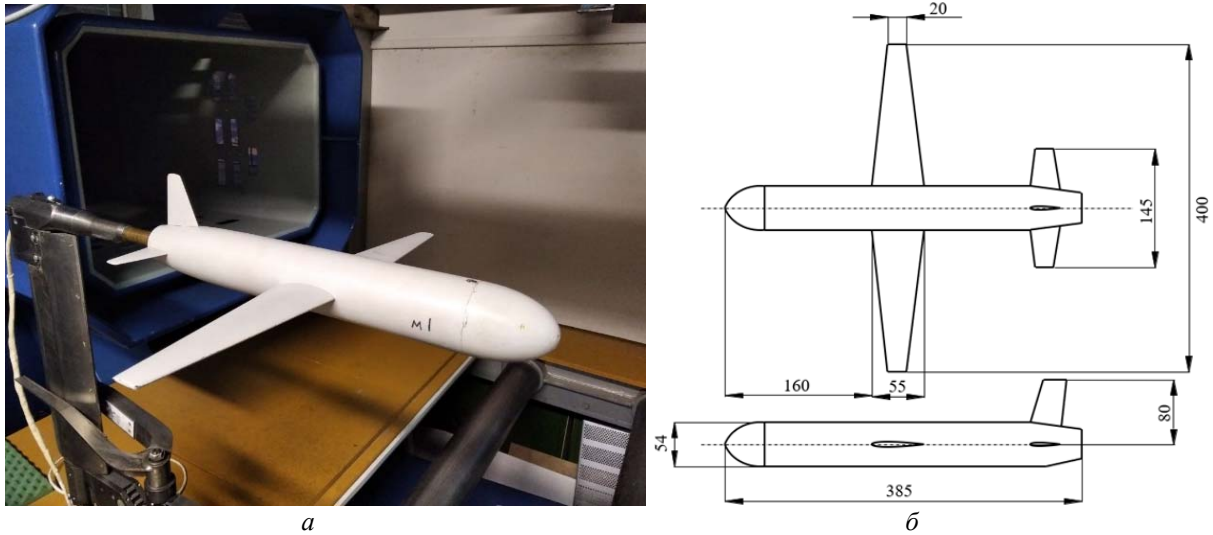


Рис. 5. Экспериментальная модель в аэродинамической трубе:  
а – установка модели в аэродинамической трубе;  
б – геометрические параметры экспериментальной модели

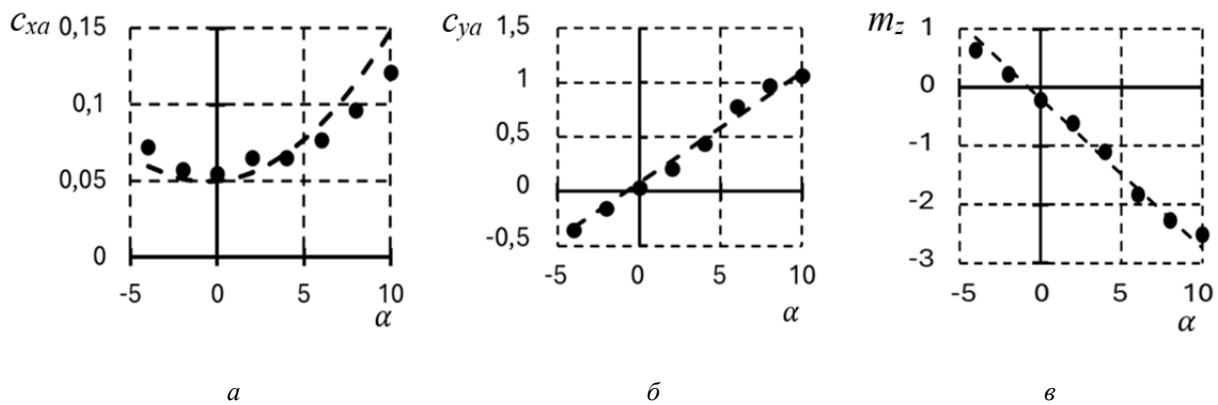


Рис. 6. Аэродинамические характеристики:  
а – зависимость  $c_{xa}$  от  $\alpha$ ; б – зависимость  $c_{ya}$  от  $\alpha$ ; в – зависимость  $m_z$  от  $\alpha$ ;  
— — расчёты по AVL; ● экспериментальные данные

Коэффициенты вариации расхождения данных по коэффициентам  $c_{ya}$ ,  $c_{xa}$  и  $m_z$  составили 6,8%, 6,1%, 7,3% соответственно, что свидетельствует о достоверности используемой аэродинамической модели в алгоритме [1].

## 2.2 Валидация моделей и алгоритма расчёта целевой функции

Для оценки достоверности расчёта целевой функции и характеристик, получаемых по разработанной программе, выполнялся однократно расчёт важнейших характеристик двух существующих БПЛА по опубликованным данным: БП-1 [17] и БП-2 [18]. Основные параметры, использованные в расчётах, приведены в табл. 1.

Таблица 1. Параметры БПЛА БП-1 и БП-2

Параметры		БП-1	БП-2
<b>Передняя несущая поверхность</b>			
Удлинение		19	20
Стреловидность по передней кромке, °		7,22	1
Сужение		2,77	3
Угол установки, °		2,5	2,5
<b>Задняя несущая поверхность</b>			
Удлинение		6,75	20
Стреловидность по передней кромке, °		0	1
Сужение		1	3
Относительное расстояние между передними и задними крыльями $\left(\bar{L} = \frac{L}{b_{\text{САХ}}}\right)$		4,368	5,55
Относительная площадь $\left(\bar{S}_2 = \frac{S_2}{S_1}\right)$		0,257	1
<b>Вертикальное оперение</b>			
Удлинение		4,4	1,3
Стреловидность по передней кромке, °		0	12,5
Сужение		1	2,3
Площадь, м <sup>2</sup>		3,13	3
<b>Фюзеляж</b>			
Длина, м		8,23	11,13
Удлинение		10,7	10,6
<b>Лётные характеристики</b>			
Скорость, м/с		47	55
Удельная нагрузка на крыло, кг/м <sup>2</sup>		73,18	90
Время полёта, ч		35	24
<b>Масса</b>			
Масса полезной нагрузки, кг		204	600
<b>Двигатель</b>			
Двигатель		1хПД Rotax 914UL	2хПД Rotax 914UL
Относительная масса		0,075	0,076
Мощность, кВт		84,5 при 5800 об/мин	84,5 при 5800 об/мин
Удельный расход топлива, кг/(кВт.ч)	в взлётном режиме	0,285	0,285
	в крейсерском режиме	0,27	0,27

Сходимость решения уравнения существования в предлагаемой методике концептуального проектирования обеспечивается в общем цикле оптимизации. Поэтому для решения уравнения существования в прямом однократном расчёте целевой функции с исходными данными из табл. 1 использован обычный итерационный цикл. Рассмотрены этапы полёта: взлёт, набор высоты, крейсерский режим, снижение и посадка с учётом балансировки БПЛА в вертикальной плоскости на всех режимах полёта.

В табл. 2 приведены полученные результаты расчёта целевой функции – взлётной массы, а также массы пустого БПЛА, массы топлива, массы двигателей и их максимальной мощности. Аналогичные характеристики существующих рассматриваемых БПЛА также приводятся в табл. 2 для сравнения с результатами расчётов.

Отличие результатов расчёта взлётной массы, а также масс основных частей двух существующих БПЛА по предложенной методике не превысило 3...4%. Отличие расчётной потребной мощности силовой установки и фактической максимальной мощности силовой установки рассмотренных БПЛА находится в пределах 4...5%. Результаты сравнения данных в табл. 2 позволяют оценить точность расчёта основных характеристик БПЛА с помощью предлагаемой методике как достаточную для проектирования.

Таблица 2. Результаты расчёта

Параметры	БП-1	Расчёт	Погрешность %	БП-2	Расчёт	Погрешность %
Взлётная масса, кг	1020	1015	0,49	2000	2055	2,68
Масса двигателей, кг	76	79	3,9	152	150	1,3
Масса топлива, кг	302	316	4,4	450	458	1,8
Пустая масса, кг	514	495	3,7	950	997	4,7
Макс. мощность двигателя, кВт	84,5	88,3	4,3	2×84,5	2×84,1	0,01
Крейсерское аэродинамическое качество	н/д	23,0	-	н/д	24,8	-

### 3. Решение прикладных задач оптимизации

С помощью предложенной методики оптимизации рассмотрено решение задач по улучшению характеристик двух существующих БПЛА (БП-1 и БП-2) путём оптимизации ряда их основных параметров. В качестве целевой функции использовалась взлётная масса  $m_0$ .

В данных примерах использована общая постановка задачи [1, (1)] и использовались функциональные ограничения [1, (2) – (5)].

Список исходных данных для оптимизации показан в табл. 3. В табл. 4 представлены некоторые настройки алгоритма оптимизации.

Таблица 3. Исходные данные для оптимизации рассмотренных БПЛА

Параметры		БП-1	БП-2
Время полёта, ч		35	24
Запас продольной статической устойчивости ( $\Delta$ )		– 0,1	
Удельный расход топлива ( $C_e$ ), кг/(кВт.ч)	набор высоты	0,285	
	крейсерский режим	0,27	
Угол наклона траектории полёта ( $\theta$ ), °	набор высоты	+5	
	крейсерский полёт	0	
	снижение	– 5	
КПД винтов		0,75	
Полезная нагрузка ( $m_{пн}$ ), кг		204	600
Относительная масса оборудования ( $\bar{m}_{об}$ )		0,08	
Удельная масса двигателя ( $\gamma$ ), кг/кВт		0,87	

Таблица 4. Настраечные параметры алгоритма оптимизации

Параметры	Значение
Ограничение коэффициента подъёмной силы ( $c_{ya}$ )	< 0,6
Ограничения коэффициента статического момента горизонтального оперения ( $A_{го}$ )	[0,2...0,6]
Начальная величина штрафа ( $U^*$ ), кг	60000
Критерий остановки оптимизации $\varepsilon$	0,001
Максимальное количество поколений ( $w_{max}$ )	12000
Минимальное количество поколений ( $w_{min}$ )	12
Количества переменных проектирования ( $n$ )	12
Размер исходной популяции ( $w_0$ )	120

Число особей начальной популяции 120.

Сходимость оптимизации была достигнута после 123 генераций (g) при затратах 62 минуты времени на компьютере с Windows 10, процессором Intel(R) Core i7-6700 @ 3,40 ГГц, оперативной памятью 64 ГБ. Численность последней генерации составила 22 особи. На рис. 7 на примере БП-2 показана сходимость расчёта взлётной массы в процессе оптимизации по используемому алгоритму.

Результаты работы оптимизационного алгоритма представлены в табл. 5, 6 вместе с соответствующими данными для прототипов. В табл. 5 – основные (оптимизируемые) параметры, в табл. 6 – дополнительные результаты оптимизации.

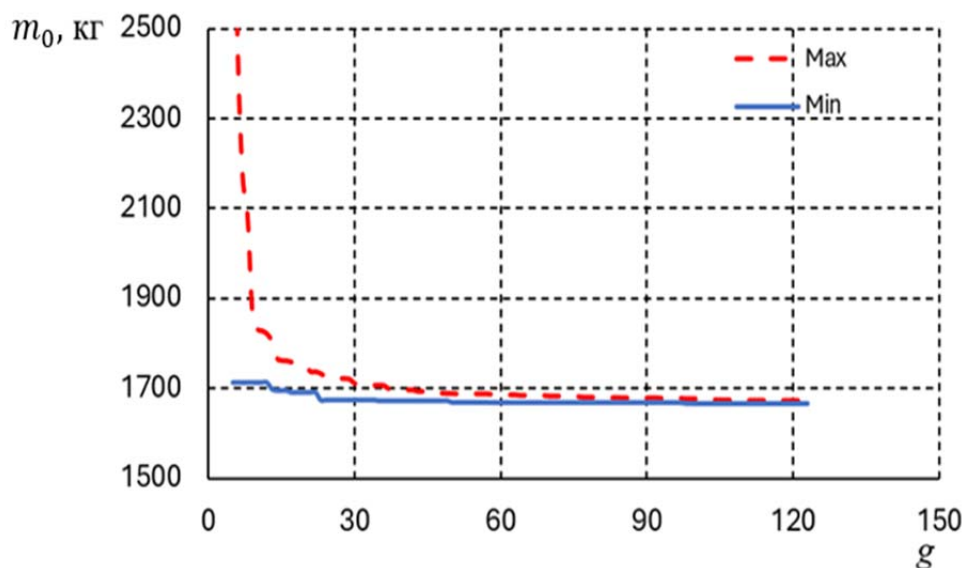


Рис. 7. Пример расчёта взлётной массы по поколениям

Таблица 5. Результаты оптимизации параметров БП-1 и БП-2

Параметры	БП-1		БП-2	
	Значение прототипа	Оптимальные значения	Значение прототипа	Оптимальные значения
$\lambda_1$	19	7,6	20	14
$\chi_1, ^\circ$	7,22	0	1	2,7
$\eta_1$	2,77	3	3	1,9
$\delta_1, ^\circ$	2,5	0	2,5	2,5
$\lambda_2$	6,75	18,7	20	4
$\chi_2, ^\circ$	0	3	1	0
$\eta_2$	1	1,62	3	1,6
$\delta_2, ^\circ$	-2,62	-2,0	2,2	-2,2
$\bar{L}$	4,37	4,6	5,55	5,1
$\bar{S}_2$	0,26	4,9	1	0,2
$\alpha, ^\circ$	–	5,2	–	2,8
$V, \text{ м/с}$	47	45	55	50
$p_0, \text{ кг/м}^2$	73,2	75	90	92
$m_0, \text{ кг}$	1020	914	2000	1667

Таблица 6. Дополнительные результаты оптимизации

Параметр	БП-1			БП-2		
	Исходные значения	Оптимальные значения	Погрешность %	Исходные значения	Оптимальные значения	Погрешность %
Взлётная масса, кг	1020	914	10,4	2000	1667	16,7
Масса полезной нагрузки, кг	204	204	0	600	600	0
Масса оборудования, кг	н/д	84,1	–	н/д	137	–
Масса, кг	передней несущей поверхности	н/д	22,4	н/д	181,7	–
	задней несущей поверхности	н/д	123,4	н/д	25,2	–
	вертикально-го оперения	н/д	19,6	н/д	13,5	–
	фюзеляжа	н/д	77,6	н/д	171,6	–
	шасси	н/д	36,5	н/д	84,1	–
Масса двигателей, кг	76	76	0	152	132	13,2
Масса топлива, кг	302	266,6	11,7	450	313,5	30,3
Масса винта/винтов, кг	–	3,8	–	–	8,4	–
Мощность двигателя, кВт	1x84,5	1x80,6	4,6	2x84,5	2x62,9	25,6
Относительное положение центра масс $\left(\bar{x}_{ц.м} = \frac{x_{ц.м}}{b_{САХ}}\right)$	н/д	-0,651	–	н/д	0,54	–
Крейсерский коэффициент подъёмной силы	н/д	0,59	–	н/д	0,59	–
Крейсерское аэродинамическое качество	н/д	24,7	–	н/д	26	–

Из табл. 6 следует, что для обоих прототипов найдены решения с меньшей взлётной массой для БП-1 – на 10,4% и для БП-2 – на 16,7%.

Для покомпонентного анализа составляющие взлётной массы представлены на гистограммах на рис. 8. На рис. 9 показаны потребные мощности двигателя до и после оптимизации.

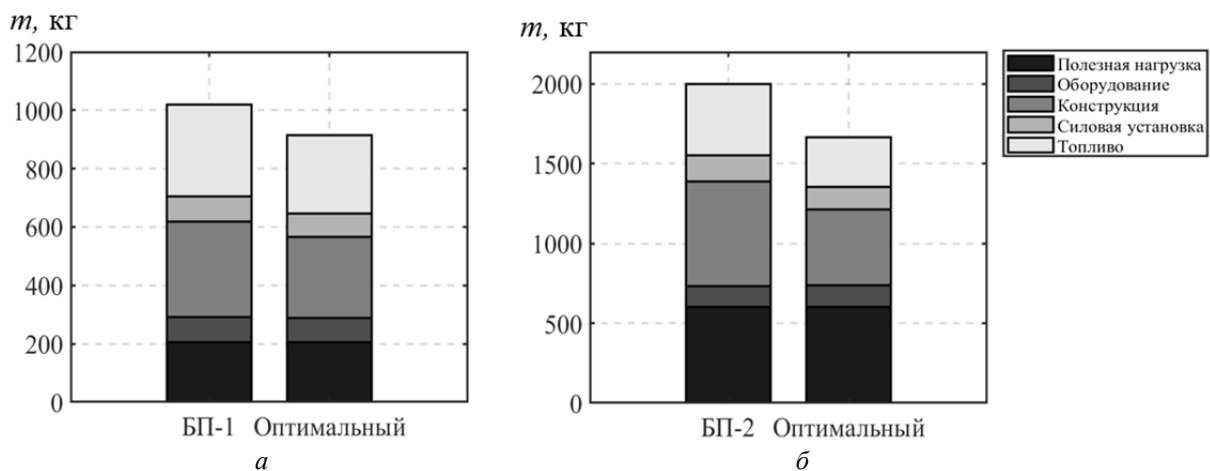


Рис. 8. Весовые сводки для рассмотренных БПЛА до и после оптимизации: а – БП-1; б – БП-2

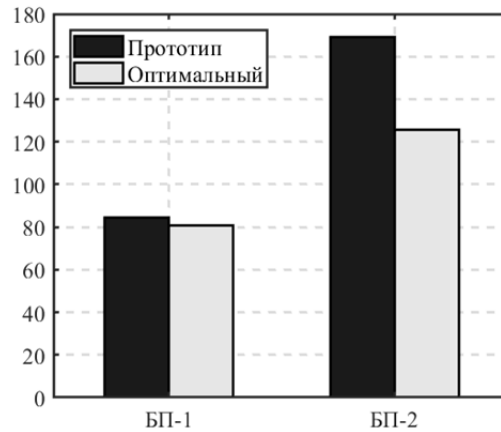


Рис. 9. Сравнение мощности двигателя прототипа до и после оптимизации

Из анализа оптимальных параметров, представленных в табл. 5, следует, что им соответствуют существенное *изменение облика* рассмотренных аппаратов, показанное на рис. 10, которое можно рассматривать как разработку рекомендаций по модификации.

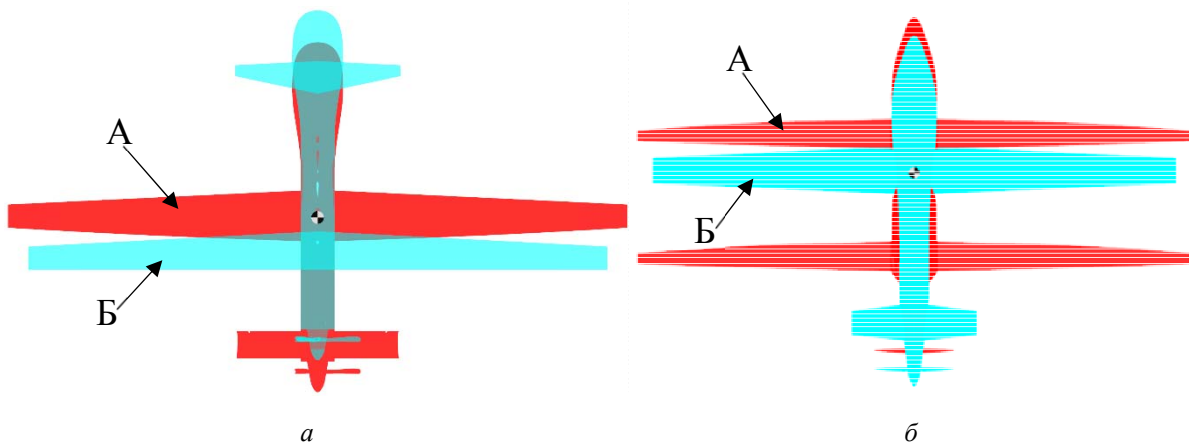


Рис. 10. Облик БПЛА по прототипу (А) и после оптимизации (Б): а – БП-1; б – БП-2

Рисунки получены автоматически с помощью приложения FreeCAD, которое используется в Batch-режиме для автоматической отрисовки общего вида последней популяции особей оптимизации.

Таким образом, рассмотренные примеры показывают работоспособность предлагаемого варианта реализации метода оптимизации. Выбранное компактное пространство проектных переменных обладает свойством порождать различные аэродинамические схемы.

### Заключение

Предложена методика оптимизации облика БПЛА. Постановка задачи представлена в терминах нелинейного математического программирования. Отдельные особенности методики, связанные с концептуальным проектированием летательного аппарата, рассмотрены на двух реальных примерах БПЛА тяжёлого класса с принципиально различными аэродинамическими схемами.



Основное внимание в методике обращено на обеспечение высокой точности предсказания взлётной массы летательного аппарата. С этой целью используемый в аэродинамических расчётах метод дискретных вихрей протестирован собственным натурным экспериментом в аэродинамической трубе. Особенность предлагаемого подхода заключается также в учёте и обеспечении продольной балансировки в алгоритме определения взлётной массы. Интегрально точность использованных в методике математических моделей, алгоритмов и программ проверена однократным расчётом взлётной массы, энерговооружённости и массы топлива каждого из рассматриваемых БПЛА по их геометрическим характеристикам. Расхождение между опубликованными основными параметрами и теми, что получены путём расчётов, находится в пределах 3...4%.

Оценка точности оптимизационных алгоритмов в сложных междисциплинарных технических задачах заслуживает специального рассмотрения и, по-видимому, не имеет каких-либо общих методов, кроме тестовых функций, тестовых моделей и специально разработанных задач с известным оптимальным решением [19].

Решение задач по оптимизации взлётной массы двух БПЛА по 12 проектным переменным при заданной полезной нагрузке и времени полёта, характерных для БП-1 и БП-2, дало существенное снижение взлётной массы этих аппаратов при определённых изменениях облика и геометрических параметров. Полученные результаты можно рассматривать как тестирование достоверности и эффективности методики в целом.

Определённое внимание при разработке методики уделено её быстройдействию. С этой целью в оптимизационном алгоритме предусмотрено распараллеливание вычислений взлётной массы каждой особи из популяции, однократный расчёт  $m_0$  и ряд других мер. Особого внимания заслуживают результат вычислительного эксперимента, в котором в число проектных переменных добавлялось текущее значение целевой функции – взлётной массы. Согласно предварительным исследованиям, эта мера ускоряет процесс оптимизации примерно втрое с получением равноценного результата. Анализ причин такого ускорения представляет определённый научный интерес. С использованием названных ускорений время получения решения при 12 проектных переменных составляет порядка одного часа на персональном компьютере с процессором Intel(R) Core i7-6700 @ 3,40 ГГц, оперативной памятью 64 ГБ, что с учётом сложности междисциплинарной комбинаторной задачи представляется вполне приемлемым.

Разработка методики и ПО концептуального проектирования БПЛА с достигнутыми параметрами точности и быстрогодействия может рассматриваться как определённый шаг к технологии автоматизированного точного проектирования.

### Библиографический список

1. Комаров В.А., Лукьянов О.Е., Хоанг В.Х., Куркин Е.И., Куихада Пиокуинто Х.Г. Автоматизация концептуального проектирования и модификации беспилотных летательных аппаратов самолётного типа с использованием междисциплинарной оптимизации и эволюционных алгоритмов. Часть 1: Методы и модели // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 3. С. 42-57. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-42-57
2. Raymer D. Aircraft design: A conceptual approach. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018. 1062 p. DOI: 10.2514/4.104909
3. Проектирование самолётов / под ред. С.М. Егера. М.: Машиностроение, 1983. 616 с.
4. Torenbeek E. Advanced aircraft design: Conceptual design, analysis and optimization of subsonic civil airplanes. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, 2013. 436 p.
5. Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. Проектирование лёгких самолётов. М.: Машиностроение, 1978. 208 с.

6. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолётов. Т. 1. Весовой расчёт самолёта и весовое планирование. М.: Машиностроение, 1977. 343 с.
7. Комаров В.А., Гуменюк А.В. Оценка весовой эффективности силовых схем несущих поверхностей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва. 2002. № 1. С. 45-54.
8. Комаров В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2000. № 1. С. 31-39.
9. Белоцерковский С.М. Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа. М.: Наука, 1965. 244 с.
10. Katz J., Plotkin A. Low-speed aerodynamics: From wing theory to panel methods. McGraw-Hill, 1991. 656 p.
11. Budziak K. Aerodynamic analysis with athena vortex lattice (AVL). Hamburg University of Applied Sciences, 2015. 72 p.
12. AVL overview. <https://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>
13. FreeCAD – Your own 3D parametric modeler. <https://www.freecad.org/>
14. Комаров В.А., Тарасов В.В., Фролов В.А., Шахов В.Г. Вузовская учебно-исследовательская аэродинамическая труба // Общероссийский научно-технический журнал «Полёт». 2006. № 10. С. 34-40.
15. Лукьянов О.Е., Тарасова Е.В., Мартынова В.А. Удалённое управление экспериментальной установкой и автоматизация обработки экспериментальных данных // Известия Самарского научного центра РАН. 2017. Т. 19, № 1. С. 128-132.
16. Лукьянов О.Е., Мартынова В.А. Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик модели корпуса несущей формы // Известия Самарского научного центра РАН. 2016. Т. 18, № 1. С. 83-89.
17. The General Atomics «Predator MQ-1» UAS. [https://barnardmicrosystems.com/UAV/uav\\_list/predator.html](https://barnardmicrosystems.com/UAV/uav_list/predator.html)
18. Средневысотный беспилотный летательный аппарат большой продолжительности полёта United 40. <https://vpk.name/library/f/united-40.html>
19. Козлов Д.М., Комаров В.А. О настройке алгоритмов случайного поиска по тестовым моделям // Сб. материалов Всесоюзной школы-семинара «Автоматизированное оптимальное проектирование инженерных объектов и технологических процессов» (2-9 марта 1974 г., Йошкар-Ола). Ч. 1. Горький: Горьковский государственный университет им. Н.И. Лобачевского, 1974. С. 67-70.

## AUTOMATION OF CONCEPTUAL DESIGN AND MODIFICATION OF AIRCRAFT-TYPE UNMANNED AERIAL VEHICLES USING MULTIDISCIPLINARY OPTIMIZATION AND EVOLUTIONARY ALGORITHMS. PART 2: RESULTS AND ANALYSIS

© 2024

- V. A. Komarov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Director of Research and Educational Center for Aircraft Structures (REC-202);  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[vkomarov@ssau.ru](mailto:vkomarov@ssau.ru)
- O. E. Lukyanov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Construction and Design;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[lukyanov.oe@ssau.ru](mailto:lukyanov.oe@ssau.ru)

**V. H. Hoang** Postgraduate Student of the Department of Aircraft Construction and Design;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[hunghoang2508@gmail.com](mailto:hunghoang2508@gmail.com)

**E. I. Kurkin** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department  
of Aircraft Construction and Design;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[kurkin.ei@ssau.ru](mailto:kurkin.ei@ssau.ru)

**J. G. Quijada Pioquinto** Postgraduate Student of the Department of Aircraft Construction and Design;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[hosekihada@vandex.ru](mailto:hosekihada@vandex.ru)

An example of practical application of the methodology of multidisciplinary optimization of the concept parameters of aircraft-type flight vehicles is considered in the form of solving the problem of modifying two existing aircraft with characteristics presented in open sources. The convergence of the optimization problem was investigated. The results of validation of mathematical models of aerodynamics are presented by comparison with the experiment results. An assessment of the reliability of the calculation of the objective function was carried out using the example of solving the direct problem of calculating the take-off weight and flight performance characteristics of prototype aircraft and comparing the results with their real characteristics. A method for longitudinal trim of aircraft-type flight vehicles with two lifting surfaces with parameter optimization is proposed.

*Unmanned aerial vehicle; concept; design; takeoff weight; optimization; evolutionary algorithm; aerodynamics; balancing; penalty function; parallel computing*

---

*Citation:* Komarov V.A., Lukyanov O.E., Hoang V.H., Kurkin E.I., Quijada Pioquinto J.G. Automation of conceptual design and modification of aircraft-type unmanned aerial vehicles using multidisciplinary optimization and evolutionary algorithms. Part 2: results and analysis. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 4. P. 48-64. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-48-64

## References

1. Komarov V.A., Lukyanov O.E., Hoang V.H., Kurkin E.I., Quijada Pioquinto J.G. Automation of conceptual design and modification of aircraft type unmanned aerial vehicles using multidisciplinary optimization and evolutionary algorithms. Part 1: Methods and models. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 42-57. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-42-57
2. Raymer D. Aircraft design: A conceptual approach. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018. 1062 p. DOI: 10.2514/4.104909
3. *Proektirovanie samoletov* [Aircraft design / ed. by S.M. Eger]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1983. 616 p.
4. Torenbeek E. Advanced aircraft design: Conceptual design, analysis and optimization of subsonic civil airplanes. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, 2013. 436 p.
5. Badyagin A.A., Mukhamedov F.A. *Proektirovanie legkikh samoletov* [Design of light aircraft]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1978. 208 p.
6. Sheynin V.M., Kozlovskiy V.I. *Vesovoe proektirovanie i effektivnost' passazhirskikh samoletov. T. 1. Vesovoy raschet samoleta i vesovoe planirovanie* [Weight design and efficiency of passenger aircraft. V. 1]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1977. 343 p.
7. Komarov V.A., Gumeniuk A.V. Estimation of weight efficiency of the powerschemes of lift surfaces. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2002. No. 1. P. 45-54. (In Russ.)
8. Komarov V.A. Weight analysis of aircraft structures: theoretical foundations. *Polyot. All-Russian Scientific and Technical Journal*. 2000. No. 1. P. 31-39. (In Russ.)
9. Belotserkovskiy S.M. *Tonkaya nesushchaya poverkhnost' v dozvukovom potoke gaza* [Thin lifting surface in subsonic gas flow]. Moscow: Nauka Publ., 1965. 244 p.

10. Katz J., Plotkin A. Low-speed aerodynamics: From wing theory to panel methods. McGraw-Hill, 1991. 656 p.
11. Budziak K. Aerodynamic analysis with athena vortex lattice (AVL). Hamburg University of Applied Sciences, 2015. 72 p.
12. AVL overview. Available at: <https://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>
13. FreeCAD – Your own 3D parametric modeler. Available at: <https://www.freecad.org/>
14. Komarov V.A., Tarasov V.V., Frolov V.A., Shakhov V.G. Wind tunnel for research and development at higher education institutes. *All-Russian Scientific-Technical Journal «Polyot»*. 2006. No. 10. P. 34-40. (In Russ.)
15. Lukianov O.E., Tarasova E.V., Martynova V.A. Remote management of experimental installation and automation of processing of experimental data. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 2017. V. 19, no. 1. P. 128-132. (In Russ.)
16. Lukianov O.E., Martynova V.A. Exploratory tests of aerodynamic characteristics of model of the case of the bearing form. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2016. V. 18, no. 1. P. 83-89. (In Russ.)
17. The General Atomics «Predator MQ-1» UAS. Available at: [https://barnardmicrosystems.com/UAV/uav\\_list/predator.html](https://barnardmicrosystems.com/UAV/uav_list/predator.html)
18. *Srednevysotnyy bespilotnyy letatel'nyy apparat bol'shoy prodolzhitel'nosti poleta United 40* [Medium-altitude long-endurance unmanned aerial vehicle United 40]. Available at: <https://vpk.name/library/f/united-40.html>
19. Kozlov D.M., Komarov V.A. O nastroyke algoritmov sluchaynogo poiska po testovym modelyam. *Sb. Materialov Vsesoyuznoy Shkoly-seminara «Avtomatizirovannoe Optimal'noe Proektirovanie Inzhenernykh Ob'Ektov i Tekhnologicheskikh Protsesov» (March, 2-9, 1974, Yoshkar-Ola)*. Part 1. Gor'kiy: Lobachevsky State University Publ., 1974. P. 67-70. (In Russ.)

## МОДЕЛИРОВАНИЕ БОРТОВОГО ЭНЕРГОБАЛАНСА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

© 2024

**В. И. Куренков** доктор технических наук, профессор кафедры космического машиностроения имени Генерального конструктора Д.И. Козлова; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [kvi.48@mail.ru](mailto:kvi.48@mail.ru)

**Е. А. Пупков** старший преподаватель кафедры космического машиностроения имени Генерального конструктора Д.И. Козлова; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [zuce@mail.ru](mailto:zuce@mail.ru)

**И. С. Ткаченко** кандидат технических наук, директор Института авиационной и ракетно-космической техники; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [tkachenko.is@ssau.ru](mailto:tkachenko.is@ssau.ru)

Приведено описание разработанных моделей, алгоритмов и программного обеспечения для оперативной оценки энергобаланса на борту космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли с целью контроля выполнения целевых показателей космической системы наблюдения. На основе полученных моделей и алгоритмов разработан модуль программного обеспечения для оценки бортового энергобаланса в динамике, который используется в составе программного обеспечения для оценки целевых и основных проектных показателей космической системы наблюдения. В пользовательском интерфейсе модуля предусмотрены окна для ввода и контроля исходных данных по параметрам системы электропитания и циклограммам подключения приборов бортовых систем, а также окна для вывода результатов моделирования энергобаланса в цифровом виде и в виде динамических диаграмм. Использование программного обеспечения, построенного на предложенных моделях и алгоритмах, позволяет более обоснованно и оперативно разрабатывать первоначальные требования к проектируемым бортовым системам космических аппаратов дистанционного зондирования Земли высокоточного и оперативного наблюдения и ускорить процесс согласования проектных характеристик космического аппарата на начальных стадиях проектирования. Предлагаемые методы, модели и программное обеспечение носят универсальный характер и могут быть использованы при проектировании космических аппаратов дистанционного зондирования Земли с широким спектром целевых показателей, состава целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем.

*Космический аппарат; оптико-электронное наблюдение; система электропитания; солнечная батарея; аккумуляторная батарея; приборы бортовых систем; циклограммы; бортовой энергобаланс; модели; алгоритмы; программное обеспечение*

---

**Цитирование:** Куренков В.И., Пупков Е.А., Ткаченко И.С. Моделирование бортового энергобаланса космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 4. С. 65-78. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-65-78

### Введение

В процессе проектирования космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) основное внимание уделяется обеспечению заданных в тактико-техническом задании целевых показателей космической системы наблюдения: линейного разрешения на местности, периодичности наблюдения, производительности съёмки, оперативности доставки информации и др. При проектировании космических аппаратов высокоточного и оперативного наблюдения с высокой производительностью в

условиях ограничений по массе КА и его ресурсам часто возникает проблема дефицита электроэнергии на борту КА в те или иные периоды орбитального движения и функционирования, что влечёт за собой ограничения на подключение приборов целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем. Как следствие, дефицит электроэнергии на борту КА может привести к снижению целевых показателей.

Одним из путей снижения дефицита электроэнергии на борту КА является увеличение среднесуточной мощности системы электропитания (СЭП), но этот путь влечёт за собой повышение площади солнечной батареи (СБ) и, как следствие, увеличение массы СБ и других элементов СЭП. Другим путём является совершенствование циклограмм работы СЭП за счёт перераспределения по времени включения и выключения отдельных приборов целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем. Этот путь может привести к снижению пиковых нагрузок и среднесуточной мощности СЭП. Если же дефицит электроэнергии на борту КА снизить не удаётся, то приходится отказываться от использования некоторых второстепенных приборов или, в крайнем случае, вводить ограничения по целевым показателям, в частности по показателям производительности съёмки.

Циклограммы функционирования СЭП КА на начальных этапах проектирования оцениваются по упрощённым моделям, а на завершающих этапах проектирования, когда приборный состав определён и известны его энергетические характеристики, циклограммы разрабатываются по результатам анализа последовательности включения и выключения конкретных элементов целевой аппаратуры и приборов бортовых обеспечивающих систем с учётом мощности и длительности включения конкретных приборов.

И если у проектируемого КА имеется достаточно близкий по приборному составу аналог, то циклограммы функционирования СЭП, разработанные на начальном этапе разработки, мало отличаются от циклограмм, полученных на завершающих этапах проектирования. Если же проектируется КА, характеристики и приборный состав которого существенно отличаются от аналогов, то отклонения по циклограммам работы СЭП и её среднесуточной мощности на начальных и заключительных этапах проектирования КА могут быть существенными. В этом случае могут потребоваться существенные доработки проекта, что на завершающих этапах проектирования, как правило, недопустимо.

В настоящее время имеется довольно много публикаций, освещающих проектирование СЭП КА ДЗЗ. В большинстве таких работ используются математические модели, алгоритмы, программное обеспечение, связывающие значения внутренних параметров СЭП КА (мощности, силы тока источника энергии, потребляющих приборов и др.) с параметрами качества выходных параметров (вольт-амперные характеристики, переходные процессы при переключении, надёжность и др.).

Имеются публикации по формированию циклограмм работы СЭП и оценке энергобаланса на борту КА [1 – 5], однако в них учитывается ограниченное количество факторов, влияющих на энергобаланс КА. Что же касается исследований по оценке влияния дефицита мощности СЭП на целевые показатели КА ДЗЗ, то публикации и по этой теме практически отсутствуют.

Существующие методы построения циклограмм работы СЭП и анализа энергобаланса на борту КА не позволяют учитывать комплексное воздействие основных факторов эксплуатации и особенностей циклограмм целевой работы, например, при проведении длинного маршрута съёмки с большими углами отклонения оптической оси аппаратуры наблюдения КА от надира. Эти методы приближены и основаны на расчёте среднесуточной мощности системы электропитания и среднесуточной мощности электропотребления бортовой аппаратуры. В частности, расчёт среднесуточной мощ-

ности СЭП базируется на относительном времени нахождения КА на освещённой Солнцем части орбиты, при этом для упрощения иногда исключают время съёмки объектов наблюдения. В настоящее время при составлении циклограмм работы СЭП используются графоаналитические методы, суть которых состоит в наложении циклограмм работы отдельных приборов и составлении суммарной циклограммы [5]. Причём часть работы иногда выполняется в ручном режиме.

Имеющиеся в настоящее время аналитические методы не позволяют с достаточной точностью определять энергобаланс на борту КА в динамике с учётом комплексного воздействия основных факторов эксплуатации и особенностей циклограмм целевой работы КА. Поэтому требуются новые методы анализа энергобаланса на борту КА, учитывающие условия полёта, близкие к реальным, пополнение запасов электроэнергии от солнечной батареи, степень заряженности аккумуляторных батарей, энергопотребление целевой аппаратуры и приборов, обеспечивающих бортовых систем КА при циклограммах работы, также близких к реальным.

Объектом исследования настоящей работы является КА ДЗЗ оптико-электронного наблюдения и средства проектного анализа бортового энергобаланса.

Цель работы – представить и обсудить разработанные модели, алгоритмы и программное обеспечение для оценки на этапе проектирования текущего энергобаланса и среднесуточного энергобаланса на борту КА ДЗЗ на основе моделирования целевого функционирования КА с учётом основных внешних и внутренних факторов эксплуатации, влияющих на целевые показатели космической системы наблюдения.

Для разработки программного обеспечения необходимо решить следующие задачи:

- выбрать метод моделирования и базовое программное обеспечение, совершенствование которых позволит анализировать проектный энергобаланс КА;
- выбрать комплекс моделей для оценки энергобаланса КА в динамике;
- разработать пользовательский интерфейс для ввода исходных данных по характеристикам СЭП и циклограммам работы приборов бортовых систем КА;
- разработать модели и алгоритм для организации имитационного моделирования энергобаланса КА при целевом функционировании;
- разработать пользовательский интерфейс для вывода результатов моделирования.

Для космической системы детального и оперативного наблюдения были приняты некоторые ограничения: по высотам рабочих орбит; по предельным углам отклонения оптической оси оптико-электронного телескопического комплекса (ОЭТК) от надира; по предельному углу Солнца над горизонтом при съёмке очередного объекта наблюдения; по ориентации панелей солнечной батареи на освещённом Солнцем участке орбиты при отсутствии целевой работы КА; по условиям приёма видеoinформации с борта КА на наземные пункты приёма информации (НППИ) и др.

В данном исследовании ограничились так называемым объектовым режимом съёмки, то есть съёмкой отдельно отстоящих объектов наблюдения по выбранной последовательности съёмки (маршруту).

### **Метод моделирования и базовое программное обеспечение**

В настоящей работе за основу принят метод имитационного моделирования орбитального полёта и функционирования КА по целевому назначению, а также взаимодействия его бортовых систем с другими составными частями космической системы. КА ДЗЗ рассматривается как элемент космической системы наблюдения, в которую, кроме КА ДЗЗ, входят наземные пункты приёма информации, спутники ретрансляторы, навигационные спутники и др. При имитационном моделировании можно учитывать гора-

до большее количество факторов, влияющих на энергобаланс КА, по сравнению с аналитическими моделями.

Суть метода имитационного моделирования применительно к КА ДЗЗ укрупнённо заключается в том, что через определенные промежутки времени в течение всего срока активного существования отслеживаются: параметры орбитального движения КА в трёхмерном пространстве; ориентация панелей солнечной батареи относительно Солнца; возможность использования энергии от СБ на работу приборов бортовых систем или на подзарядку аккумуляторной батареи; моменты подключения тех или иных приборов бортовых систем КА согласно введённым циклограммам в зависимости от режимов целевой работы КА; степень заряда аккумуляторных батарей и др. Периодически оцениваются текущие значения целевых показателей космической системы наблюдения.

Отметим некоторые особенности в использовании метода имитационного моделирования применительно к анализируемой задаче. На реальный полёт и целевое функционирование космического аппарата оказывает влияние большое количество факторов, и все их учесть в имитационной модели не представляется возможным, так как в этом случае модель становится перегруженной деталями, иногда мало влияющими на общий результат расчёта, и «погоня» за учётом всех факторов в модели может приводить к потере скорости счёта и не отвечать требованиям оперативности получения результатов расчёта. Поэтому одной из важных задач имитационного моделирования функционирования КА ДЗЗ и космической системы наблюдения является выбор факторов и параметров моделирования, наиболее сильно влияющих на результаты расчёта, а также ограничений и допущений при разработке математических моделей.

В основу разработки положен программный комплекс ЕФКАН имитационного моделирования орбитального движения и целевого функционирования КА ДЗЗ, разработанный ранее на кафедре космического машиностроения Самарского университета. Более подробные сведения об этом комплексе (с использованием разработанных математических моделей) приведены в работах [6 – 8]. Этот программный комплекс усовершенствован в части оценки энергобаланса КА и базируется на использовании известных и разработанных новых моделей и алгоритмов.

### **Комплекс моделей для оценки энергобаланса космических аппаратов в динамике**

Для оценки энергобаланса на борту КА в динамике, во-первых, были проанализированы и выбраны существующие модели для имитационного моделирования, во-вторых, были модернизированы некоторые существующие модели, в-третьих, разработаны новые модели и алгоритмы. Комплекс таких моделей и алгоритмов позволяет реализовать следующие этапы моделирования:

- моделирование орбитального движения КА и целевых показателей космической системы наблюдения;
- формирование исходных данных по объектам наблюдения;
- отбор объектов наблюдения, попадающих в полосы обзора КА;
- выбор маршрута съёмки;
- определение текущего значения косинуса угла между нормалью к поверхности СБ и направлением на Солнце;
- ввод исходных данных по характеристикам СЭП и циклограммам работы приборов бортовых систем КА;
- модели и алгоритм для организации имитационного моделирования энергобаланса КА при целевом функционировании;
- вывод результатов моделирования.



Ниже приведена иллюстрация возможностей некоторых моделей и результатов их реализации в программном обеспечении.

### **Моделирование орбитального движения космического аппарата дистанционного зондирования Земли и целевых показателей**

При моделировании орбитального движения КА ДЗЗ принято допущение, что для расчёта параметров орбит используются уравнения эллиптического движения с периодической коррекцией расчётных значений долготы восходящего узла (учитываются вековые возмущения от второй зональной гармоники в разложении геопотенциала).

Модели орбитального движения КА ДЗЗ учитывают:

- время полёта КА (витки, сутки, месяцы, годы);
- типы орбит (круговые солнечно-синхронные, эллиптические);
- параметры орбиты КА, прецессию орбиты, годовое изменение пространственного положения Земли относительно Солнца;
- положение КА в пространстве в каждый момент имитации орбитального движения;
- условия нахождения КА в световом пятне Земли и в её тени;
- геодезические координаты подспутниковой точки;
- условия съёмки объектов по углу Солнца над горизонтом;
- развороты корпуса КА при перенацеливании и для выполнения других задач целевого функционирования;
- моменты времени входа КА в зону радиовидимости наземных пунктов приема целевой информации и др.

### **Формирование исходных данных по объектам наблюдения**

Исходные данные в программном обеспечении можно формировать с помощью:

- непосредственного введения исходных данных по координатам объектов наблюдения с помощью пользовательского интерфейса;
- имитации массива случайных координат объектов наблюдения с учётом принятого закона распределения по широте поверхности Земли;
- имитации массива случайных координат объектов наблюдения с учётом неравномерности распределения по материкам и районам Земли.

В качестве примера на рис. 1 представлено одно из окон программы, на котором видны контуры материков Земли и показаны красными точками результаты генерации 5000 потенциальных объектов наблюдения по поверхности суши с нормальным законом распределения по широте.

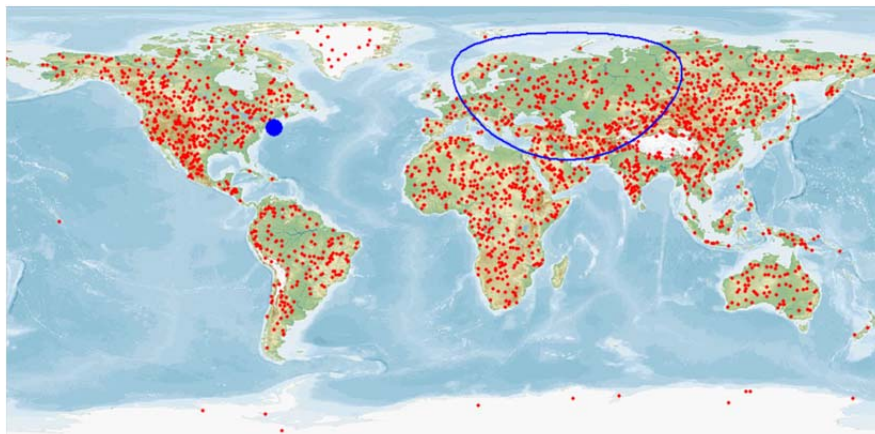


Рис. 1. Распределение потенциальных объектов наблюдения по районам поверхности Земли

### **Отбор объектов наблюдения, попадающих в полосы обзора космического аппарата**

Отбор объектов наблюдения, попадающих в полосы обзора КА, может проводиться как с использованием аналитических моделей, так и с помощью имитационного моделирования. Суть аналитического моделирования состоит в том, что строятся две дополнительные плоскости, расположенные параллельно плоскости орбиты, которые отделяют весь массив потенциальных объектов наблюдения от объектов наблюдения, попадающих в зону обзора КА ДЗЗ. При этом учитывается вращение Земли. Более подробное описание этих моделей приведено в [9]. Суть имитационного моделирования состоит в том, что предварительно включается подпрограмма имитации орбитального движения КА и подпрограмма проверок условий попадания тех или иных объектов наблюдения в зону обзора.

### **Выбор маршрута съёмки**

Выбор маршрута съёмки может производиться как с помощью имитационного моделирования, так и динамического программирования с учётом ограничений по угловой скорости поворота КА при перенацеливании. Усовершенствованные модели для моделирования процесса переориентации космического аппарата опико-электронного наблюдения поверхности Земли при объектовой съёмке представлены в работе [9].

На рис. 2 представлено окно программного обеспечения с картой часовых поясов, на поле которой жирными ломаными линиями показаны выбранные маршруты (на 320-е сутки имитации полёта КА) при объектовом режиме съёмки.

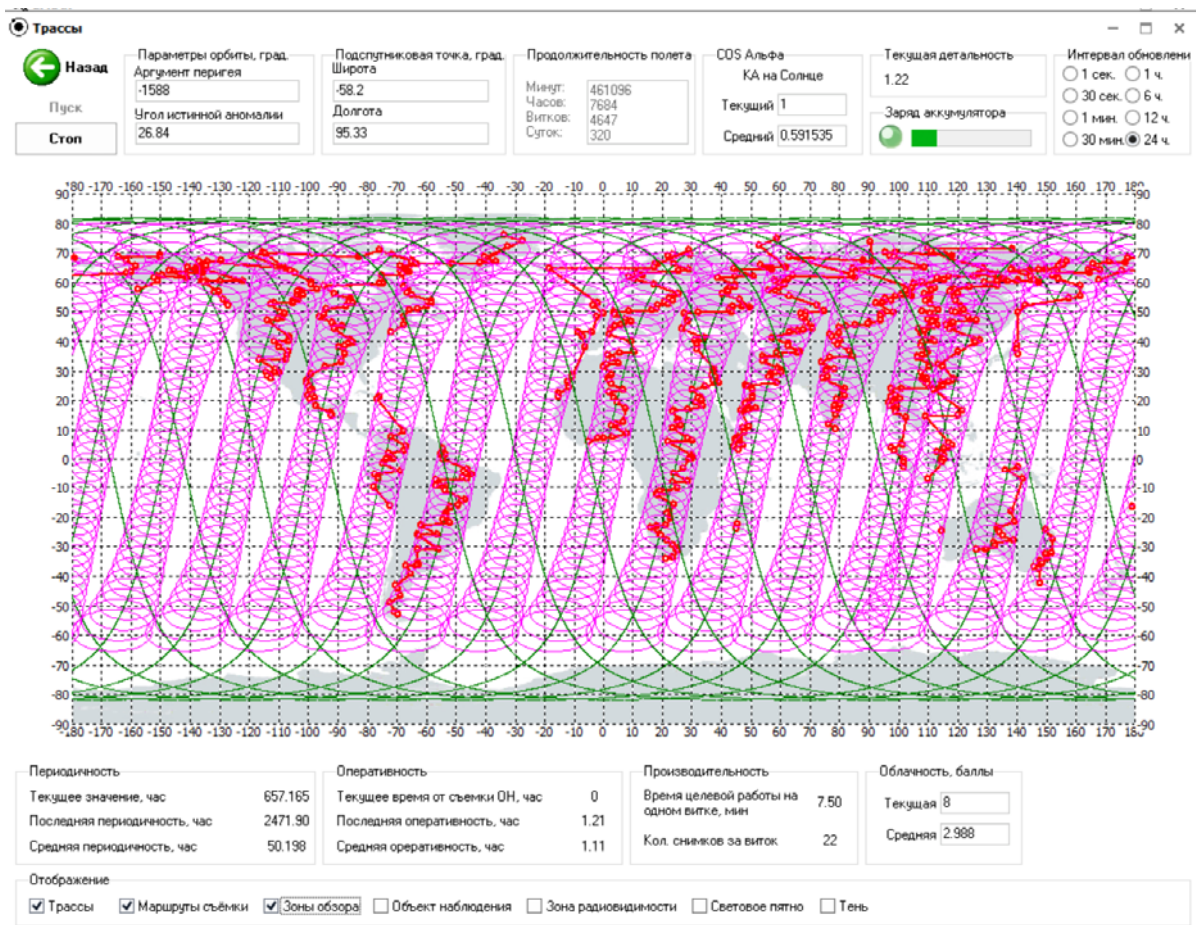


Рис. 2. Окно программного обеспечения с выбранными маршрутами съёмки

Тонкими линиями показаны трассы КА и зоны обзора КА, изменяющиеся в процессе орбитального движения. В маршрут съёмки включаются лишь объекты, находящиеся в рассматриваемый момент времени в так называемом «световом пятне», то есть в области поверхности Земли, где угол Солнца над горизонтом не ниже заданного. Модели учитывают ограничения по максимально возможной угловой скорости перенацеливания КА.

### **Определение текущего значения косинуса угла между нормалью к панели солнечной батареи и направлением на Солнце**

Усовершенствованные модели для определения текущего значения косинуса угла между нормалью к поверхности СБ и направлением на Солнце (угла альфа) представлены в [10] и учитывают процессы проведения объектовой съёмки и переориентации КА с учётом относительного движения объектов наблюдения в поле обзора космического аппарата. Особенностью этих моделей является то, что определение угла альфа можно проводить на этапах проектирования КА, когда программы управления по углам тангажа и крена ещё не разработаны.

### **Ввод исходных данных по характеристикам систем электропитания и циклограммам работы приборов бортовых систем космического аппарата**

В качестве электрической схемы системы электропитания была использована типовая схема [7]. Ввод исходных данных по некоторым параметрам системы электропитания производится в специальном окне пользовательского интерфейса программы. При этом учитывается, что при прохождении тока через какое-либо устройство теряется некоторое количество мощности. Эти потери характеризуются соответствующими коэффициентами полезного действия (КПД) этих устройств, которые и вводятся в соответствующие окна.

Ввод исходных данных по циклограммам работы приборов бортовых систем КА осуществляется с использованием пользовательского интерфейса, представленного на рис. 3. На этом рисунке представлено окно программы «Исходные данные по циклограммам работы аппаратуры». Циклограммы вводятся отдельно для каждого этапа целевого функционирования КА ДЗЗ при раскрытии следующих закладок: режим астроориентации (АО); маршрут (объектовая съёмка); заключительный участок; передача видеoinформации (СПИ); работа в тени; неориентированный полёт; ожидание и др.

Названия	Время,с	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
приборов	Циклограмма	725	725	725	875	882	1082	1082	1082	1082	1082	1082	1082	1082	1082	1075	1075	1075	1075	1075	1075	1075	1075	1075	1075
Коммутатор		30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30
Бл Управл		25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25
Бл РасПит		70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70
СГК		390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390
ИП ОЭП		180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180
ОЭП		30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30
Бл Сжат						7	7	7	7	7	7	7	7	7	7	7									
КодирПр					150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150
ЗУ							200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200

Рис. 3. Окно программы «Исходные данные по циклограммам работы аппаратуры»



Для каждого этапа целевого функционирования КА вводятся циклограммы включения тех или иных приборов, названия которых вводятся в первом столбце таблицы. При необходимости можно изменять названия приборов, добавлять или уменьшать их количество.

В ячейки таблицы вводятся значения мощности потребления соответствующих приборов в те или иные моменты времени после подключения прибора. Процесс ввода циклограмм можно автоматизировать путём ввода диапазона времени с одинаковыми значениями мощности приборов. Можно также формировать и запоминать файлы с исходными данными циклограмм, а впоследствии открывать эти файлы и корректировать циклограммы.

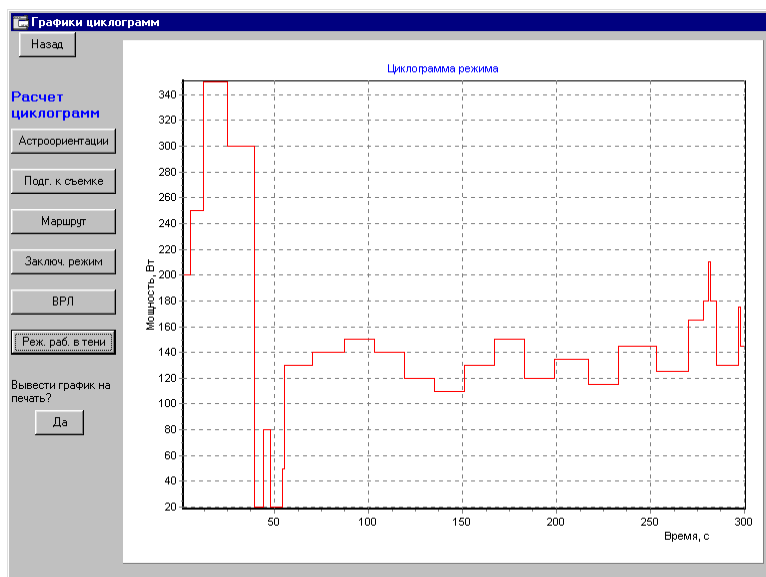


Рис. 4. Окно для контроля циклограммы работы аппаратуры космического аппарата на теновом участке орбиты

Предусмотрен визуальный режим контроля циклограмм путём выведения графиков для отдельных этапов функционирования КА. На рис. 4 показано окно для режима работы аппаратуры КА на теновом участке орбиты КА.

### **Модели и алгоритм для организации имитационного моделирования энергобаланса космического аппарата при целевом функционировании**

С помощью программной реализации моделей и алгоритма производится управление подключением тех или иных приборов КА в нужные моменты времени. Перед началом реализации алгоритма в программу посредством пользовательского интерфейса вводятся необходимые исходные данные в соответствующие формы.

Моделирование процесса заряда и разряда аккумуляторных батарей осуществляется путём подключения частных моделей, которые используют циклограммы подключения приборов целевой и обеспечивающей аппаратуры и в каждый момент времени учитывают:

- поступление электроэнергии в СЭП от солнечной батареи в зависимости от угла между нормалью к поверхности панели солнечной батареи и направлением на Солнце;
- пополнение запасов аккумуляторных батарей с учётом собственного потребления системы электропитания и системы обеспечения теплового режима;
- расход электроэнергии из аккумуляторных батарей или непосредственно из СБ в процессе работы целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем;

- текущий запас электроэнергии в буферных батареях с учётом поступления электроэнергии от СБ и расхода энергии приборами КА (модели для оценки энергобаланса на борту КА в процессе целевой работы).

Ниже приведён укрупнённый алгоритм имитационного моделирования для оценки целевых показателей КА ДЗЗ с учётом энергобаланса. Данный алгоритм составлен на основе типовой электрической схемы СЭП КА и логики работы автоматики системы электропитания. Следует отметить, что при необходимости приведённый алгоритм можно расширить или уточнить для конкретного космического аппарата.

1. Включается подпрограмма имитации орбитального движения КА ДЗЗ.

2. Подключаются подпрограммы определения текущего значения целевых показателей: линейного разрешения на местности, периодичности наблюдения, производительности съёмки и оперативности доставки и видеoinформации на наземные пункты приёма. Периодически рассчитываются интегральные показатели за какой-либо период функционирования КА.

3. Подключаются подпрограммы: генерации потенциальных объектов наблюдения на поверхности Земли (если их координаты не заданы в исходных данных); отбора объектов, попадающих в полосы обзора КА на соответствующих витках полёта КА; выбора маршрута объектовой съёмки.

4. Подключается подпрограмма для оценки текущего значения косинуса угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце, и определяется текущее значение этого косинуса. Осуществляется расчёт значения среднего косинуса угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце.

5. Подключаются подпрограммы: оценки мощности поступающей электроэнергии от СБ; текущего значения потребляемой мощности работающих приборов КА (в соответствии с циклограммами их работы); степени заряда аккумуляторной батареи (АБ). При избытке мощности от СБ осуществляется подзарядка АБ. При недостатке мощности от СБ осуществляется переключение потребления энергии приборами КА от АБ.

6. Подключается подпрограмма для оценки степени разряда аккумуляторной батареи от работающей аппаратуры в соответствии с заданной в исходных данных циклограммой работы системы электропитания.

7. Осуществляется расчёт степени заряда АБ на каждом шаге имитационного моделирования или периодически через заданное время. Результаты выводятся на экран монитора для контроля изменения энергобаланса по времени.

8. Осуществляется приращение времени (на шаг расчёта), и пункты 2 – 7 циклически повторяются до наступления одного из следующих условий:

- принудительный выход из цикла;
- достижение определённого количества циклов расчёта или времени;
- достижение определённой точности расчёта по анализируемым показателям.

9. Формируется протокол расчёта, который можно вывести на печать по желанию исследователя.

### **Вывод результатов моделирования**

Вывод результатов моделирования функционирования КА по целевому назначению с учётом энергобаланса производится в соответствующие окна программы. Адекватность используемых моделей проводилась различными методами на соответствующих этапах разработки моделей, алгоритмов и программного обеспечения.

На рис. 5 приведено окно программного обеспечения с графиком «Циклограммы работы аппаратуры КА за виток».

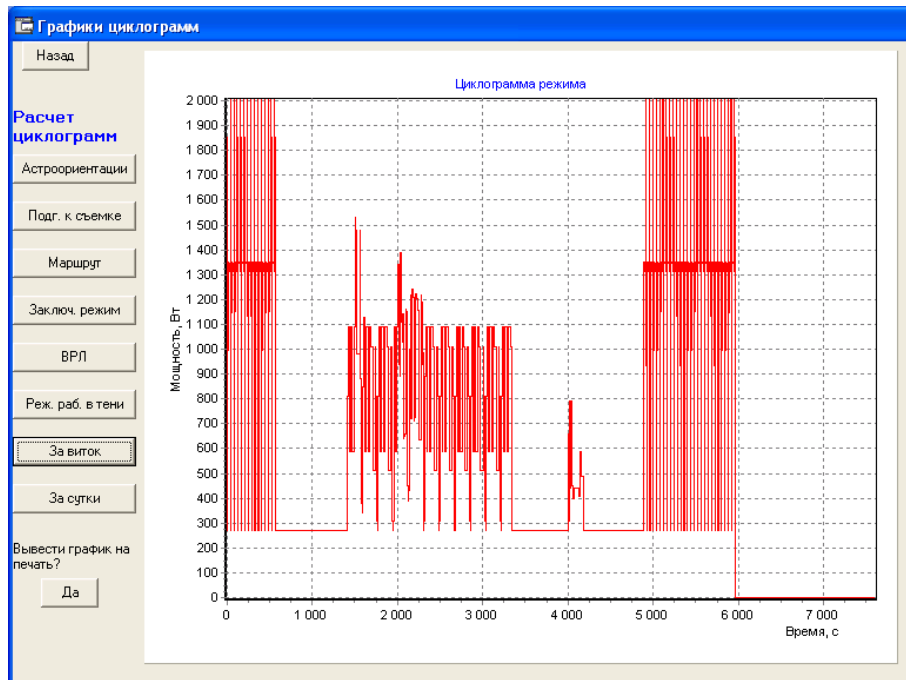


Рис. 5. Окно программы с графиком «Циклограммы работы аппаратуры КА за виток»

На рис. 6 приведено окно программного обеспечения с результатами расчёта энергобаланса в динамике. В этом окне видны диаграммы, отражающие в динамике потенциальную мощность фотопреобразователей от солнечной батареи, мощность потребления приборов, избыток или дефицит мощности, поступающей от СБ, «степень заряженности» бортовой батареи (ББ) и другие параметры.

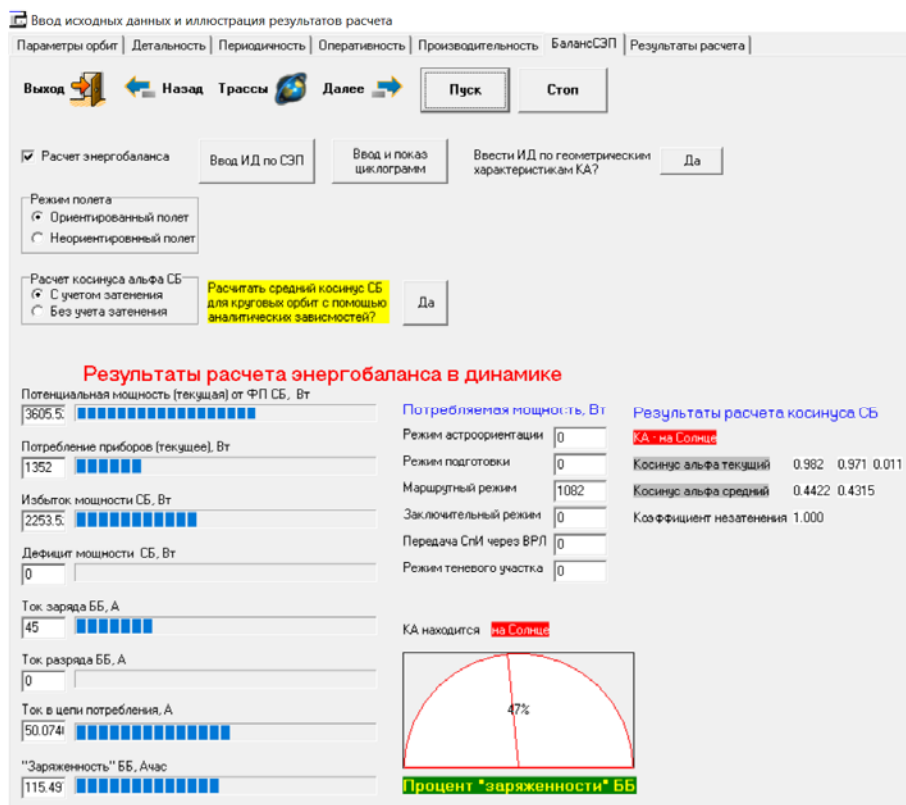


Рис. 6. Окно «Параметры СЭП» с результатами расчёта энергобаланса в динамике

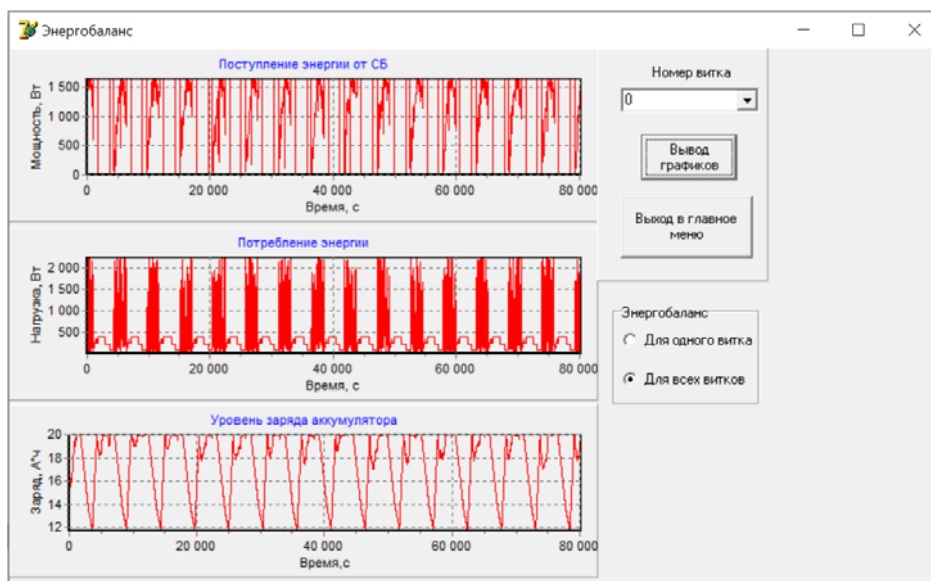


Рис. 7. Окно программного обеспечения с результатами расчёта  
суточного энергобаланса космического аппарата

На рис. 7 приведено окно программного обеспечения с результатами расчёта суточного энергобаланса в динамике. В этом окне представлены графики поступления энергии от СБ, потребление энергии приборами и уровень заряда аккумуляторов в зависимости от времени функционирования КА ДЗЗ по целевому назначению.

### Проверка адекватности моделей, алгоритмов и программного обеспечения

Проверка адекватности моделей, алгоритмов и программного обеспечения на разных этапах разработки проводилась различными методами [6]. Одним из них является метод визуализации, с помощью которого можно контролировать процесс орбитального движения КА, нахождение объектов наблюдения в полосах обзора, повороты корпуса КА при съёмках, входение КА в тень Земли и выход на солнечную сторону витка, повороты панелей солнечных батарей, текущее изменение энергобаланса на борту КА и многое другое. При этом оператор может выбирать координаты и направления взгляда наблюдателя, приближать или удалять наблюдаемые объекты.

### Обсуждение результатов

Использование программного обеспечения, построенного на представленных моделях и алгоритмах, позволит более обоснованно и оперативно разрабатывать первоначальные требования к проектируемым бортовым системам космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли с высокими требованиями по линейному разрешению на местности и оперативной доставкой видеинформации потребителю и ускорить процесс согласования проектных характеристик КА на начальных стадиях проектирования.

### Заключение

Представлено описание разработанных моделей, алгоритмов и программного обеспечения для оперативной оценки энергобаланса на борту КА ДЗЗ в динамике с целью контроля выполнения целевых показателей космической системы наблюдения.

Предлагаемые модели, алгоритмы и программное обеспечение носят универсальный характер и могут быть использованы при проектировании КА ДЗЗ с широким спектром целевых показателей, состава целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем.

### **Библиографический список**

1. Горбулин В.И., Каргу Д.Л., Поляков С.А., Радионов Н.В. Математическое моделирование планирования этапов генерирования и потребления электроэнергии бортовыми системами космических аппаратов: сценарный подход // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2019. № 668. С. 229-236.
2. Каргу Д.Л., Кузнецов В.А., Скопцов А.А., Тимофеев В.А. Апробация модели энергобаланса системы автономного электроснабжения при помощи тренажёра для изучения порядка эксплуатации солнечной электроэнергетической установки // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2021. № 676. С. 219-227.
3. Сыздыков А.Б., Омаров Ж.Г., Оспанбеков Б.Н., Абдирашев О.К., Ануар Г.А., Ергалиев Д.С. Разработка программного обеспечения для предварительного расчёта системы энергоснабжения космического аппарата // Труды Международного симпозиума «Надёжность и качество». 2021. Т. 1. С. 204-208.
4. Груздев А.И., Пушко С.В., Шевцов М.С. Инновационные подходы к проектированию систем электроснабжения низкоорбитальных космических аппаратов со сроком активного существования 7 и более лет // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2022. Т. 187, № 2. С. 24-33.
5. Шепетов Ю.А. Энергобалансный расчёт системы электроснабжения космического аппарата. Харьков: ХАИ, 2008. 37 с.
6. Куренков В.И., Салмин В.В., Абрамов Б.А. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения: уч. пособие. Самара: Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета, 2006. 295 с.
7. Куренков В.И., Салмин В.В., Абрамов Б.А. Моделирование целевого функционирования космических аппаратов наблюдения с учётом энергобаланса: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета, 2007. 160 с.
8. 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.
9. Куренков В.И., Пупков Е.А., Кучеров А.С. Моделирование процесса переориентации космического аппарата оптико-электронного наблюдения поверхности Земли при объектовой съёмке // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 2. С. 7-20. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-2-7-20
10. Куренков В.И., Пупков Е.А. Модели для определения ориентации солнечной батареи космического аппарата наблюдения относительно Солнца при объектовой съёмке и перенацеливании // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 47-58. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-47-58



## SIMULATION OF THE ONBOARD ENERGY BALANCE OF SPACECRAFT FOR EARTH REMOTE SENSING

© 2024

- V. I. Kurenkov** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Space Engineering named after Designer General D.I. Kozlov; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [kvi.48@mail.ru](mailto:kvi.48@mail.ru)
- E. A. Pupkov** Senior Lecturer of the Department of Space Engineering named after Designer General D.I. Kozlov; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [zuce@mail.ru](mailto:zuce@mail.ru)
- I. S. Tkachenko** Candidate of Science (Engineering), Director of the Institute of Aviation and Rocket and Space Technology; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [tkachenko.is@ssau.ru](mailto:tkachenko.is@ssau.ru)

A description of the developed models, algorithms and software for operational assessment of the energy balance on board spacecraft for optoelectronic observation of the Earth's surface in order to monitor the achievement of the performance targets of a space observation system is given. On the basis of the obtained models and algorithms, a software module was developed for assessing the onboard energy balance in real time, used as part of the software for assessing the target and main design indicators of the space surveillance system. The module's user interface provides windows for entering and controlling the initial data according to the parameters of the power supply system and cyclograms of connecting on-board system devices, as well as windows for displaying the results of energy balance modeling in digital form and in the form of dynamic diagrams. The use of software based on the proposed models and algorithms makes it possible to more reasonably and quickly develop the initial requirements for the designed onboard systems of remote sensing spacecraft of high-detail and operational observation and to accelerate the process of coordinating design characteristics of the spacecraft at the initial stages of design. The proposed methods, models and software are universal and can be used in the design of Earth remote sensing spacecraft with a wide range of target indicators, target equipment composition and onboard support systems.

*Spacecraft; optoelectronic surveillance; power supply system; solar battery; storage battery; on-board system devices; cyclograms; on-board energy balance; models; algorithms; software*

---

*Citation:* Kurenkov V.I., Pupkov E.A., Tkachenko I.S. Simulation of the onboard energy balance of spacecraft for Earth remote sensing. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 4. P. 65-78. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-65-78

### References

1. Gorbulin V.I., Kargu D.L., Polyakov S.A., Radionov N.V. Mathematical modeling of planning stages of generation and consumption of electricity by onboard spacecraft systems: a scenario approach. *Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*. 2019. No. 668. P. 229-236. (In Russ.)
2. Kargu D.L., Kuznetsov V.A., Skoptsov A.A., Timofeev V.A. Approbation of the energy balance model of an autonomous power supply system using a simulator to study the operation procedure of a solar electric power plant. *Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*. 2021. No. 676. P. 219-227. (In Russ.)
3. Syzdykov A.B., Omarov Zh.G., Ospanbekov B.N., Abdirashev O.K., Anuar G.A., Ergaliev D.S. Software development for preliminary calculation of the spacecraft power supply system. *Proceedings of the International Symposium «Reliability and Quality»*. 2021. V. 1. P. 204-208. (In Russ.)

4. Gruzdev A.I., Pushko S.V., Shevtsov M.S. Innovative approaches to the design of power supply systems for low-orbit spacecrafts with a lifetime of 7 and more years. *Electromechanical Matters. VNIEM Studies*. 2022. V. 187, no. 2. P. 24-33. (In Russ.)

5. Shepetov Yu.A. *Energobalansnyy raschet sistemy elektrosnabzheniya kosmicheskogo apparata* [Energy balance calculation of the spacecraft power supply system]. Kharkov: KhAI Publ., 2008. 37 p.

6. Kurenkov V.I., Salmin V.V., Abramov B.A. *Osnovy ustroystva i modelirovaniya tselevogo funktsionirovaniya kosmicheskikh apparatov nablyudeniya: uch. posobie* [Basics of the device and modeling of target functioning of observation spacecraft: textbook]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2006. 295 p.

7. Kurenkov V.I., Salmin V.V., Abramov B.A. *Modelirovanie tselevogo funktsionirovaniya kosmicheskikh apparatov nablyudeniya s uchetom energobalansa: ucheb. posobie* [Modeling of target functioning of observation spacecraft taking into account the energy balance: manual]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2007. 160 p.

8. 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.

9. Kurenkov V.I., Pupkov E.A., Kucherov A.S. Simulating the process of retargeting of optoelectronic Earth observation spacecraft during object shooting. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 2. P. 7-20. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-2-7-20

10. Kurenkov V.I., Pupkov E.A. Models for determining the orientation of the solar battery of an observation spacecraft relative to the Sun during object survey and retargeting. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 47-58. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-47-58

## МЕТОД ИСПЫТАНИЙ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ ВНЕСЕНИЯ НЕИСПРАВНОСТЕЙ В АЛГОРИТМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ

© 2024

- Д. А. Недорезов** кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры «Вычислительная техника» Института космических и информационных технологий; Сибирский федеральный университет, г. Красноярск; [Nedorezovd@mail.ru](mailto:Nedorezovd@mail.ru)
- А. И. Постников** кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры «Вычислительная техника» Института космических и информационных технологий; Сибирский федеральный университет, г. Красноярск; [alpost@mail.ru](mailto:alpost@mail.ru)
- А. В. Мурыгин** доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой информационно-управляющих систем; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева, г. Красноярск; [avm514@mail.ru](mailto:avm514@mail.ru)
- А. В. Шнайдер** магистрант Института космических и информационных технологий; Сибирский федеральный университет, г. Красноярск; [shnayder102@gmail.com](mailto:shnayder102@gmail.com)

Целью работы является разработка и описание нового метода испытаний электронной аппаратуры космических аппаратов. Обоснована актуальность разработки новых методов и средств испытаний бортовой электронной аппаратуры космических аппаратов на основе намеренного внесения неисправностей с целью проверок алгоритмов живучести. Показано, что проведение таких испытаний позволяет повысить полноту контроля и надёжность бортовой электронной аппаратуры космических аппаратов при одновременном сокращении затрат на испытания. Метод испытаний программного обеспечения космических аппаратов на основе внесения неисправностей применён для решения частной задачи проверок режимов ориентации и стабилизации. Предложенный метод позволяет разрабатывать полунатурные модели бортовой электронной аппаратуры повышенной адекватности и реконфигурируемости за счёт применения в качестве основы аппаратно-программных комплексов программируемые логические интегральные схемы. Метод реализован на аппаратно-программных средствах наземного отладочного комплекса бортовой электронной аппаратуры и отличается возможностью имитации широкого спектра бортовой электронной аппаратуры, низкой стоимостью и мобильностью. Все описанные в статье технические решения внедрены в производственный процесс при создании современных космических аппаратов связи, радионавигации и геодезии.

*Бортовая электронная аппаратура; космический аппарат; РХИ; модульные системы; испытания; контроль; автоматизация; адекватность моделей; системы ориентации и стабилизации*

---

**Цитирование:** Недорезов Д.А., Постников А.И., Мурыгин А.В., Шнайдер А.В. Метод испытаний программного обеспечения электронной аппаратуры космических аппаратов на основе внесения неисправностей в алгоритмы ориентации и стабилизации // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 4. С. 79-88. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-79-88

### Введение

В настоящее время возрос объём применения многоспутниковых низкоорбитальных группировок малых космических аппаратов (КА), обеспечивающих различные потребности народного хозяйства. В России подобной системой является «Сфера» [1], за рубежом известны такие системы, как «Starlink» [2], «OneWeb» [3], «Globalstar» [4] и другие. Подобные спутниковые системы могут включать сотни и даже тысячи иску-

ственных спутников Земли, что сказывается на стоимости их ввода в эксплуатацию и применения. Затраты на производство такого большого количества КА затрудняют коммерциализацию проектов и, в частности, вынуждают производителей применять более дешевую компонентную базу класса «Industrial» вместо «Military» и «Space» при разработке бортовой электроники. Такой метод снижения стоимости может оказать негативное влияние на безотказность, долговечность и сохраняемость КА, что ввиду важности задач, решаемых этими системами, неприемлемо. Сохранение надёжности КА при снижении затрат на их разработку и производство следует обеспечивать применением алгоритмов и средств обеспечения живучести. Например, помехоустойчивое кодирование, избыточность временных ресурсов на повторные попытки передачи информации, дистанционная перезапись бортового программного обеспечения (ПО) по радиоканалам из центров управления полётами и резервирование приборов и систем КА. Реализация приведённых методов обеспечения живучести требует их тщательных проверок на Земле, в частности для бортовой электронной аппаратуры (БЭА) КА, например, внесения неисправностей в передаваемые сообщения для проверки их парирования помехоустойчивым кодированием или внесения неисправностей для фиксации повторных попыток передачи информации. Проведение мероприятий по внедрению методов испытаний алгоритмов обеспечения живучести на основе намеренного внесения неисправностей не должно увеличивать их бюджеты. В современных КА методы обеспечения живучести применяются, в том числе, при ориентации КА на Солнце для бесперебойного обеспечения функционирования системы электропитания даже при отказе основных бортовых систем управления. Испытания с внесением неисправностей для таких режимов актуально проводить не только для многоспутниковых низкоорбитальных систем, но и для любых КА, в том числе с массой свыше 1000 килограмм.

Таким образом, актуальной задачей является разработка новых методов и средств наземной экспериментальной отработки (НЭО) БЭА КА, с имитацией нештатных ситуаций режимов ориентации и стабилизации, для повышения полноты контроля и надёжности КА при одновременном снижении временных и материальных издержек на испытания.

### **Проблемы, которые необходимо решить для достижения цели**

Для достижения необходимого эффекта от проведения испытаний необходимо максимально точно воспроизводить на Земле процессы бортового функционирования, то есть осуществлять моделирование БЭА КА. Степень приближенности моделей к штатным образцам БЭА, а равно и процесса взаимодействия моделей между собой, называется адекватностью моделей. Для повышения адекватности моделирования, необходимо воспроизводить на Земле процесс штатного функционирования БЭА КА в космическом пространстве в режиме реального времени, то есть обеспечивать адекватность по временным характеристикам. Основной проблемой, препятствующей проведению испытаний БЭА КА в режиме реального времени, является высокая степень временного детерминизма взаимодействия бортовых приборов и их составляющих между собой. БЭА КА зачастую функционирует на сверхвысоких частотах, она также сильно восприимчива к погрешностям выдачи команд управления и считывания ответных реакций «точно вовремя». Наблюдаются ситуации, когда из-за несвоевременного ответа от модели в процессе моделирования электронный элемент, выдавший управляющее воздействие, определяет такую ситуацию как нештатную и прекращает дальнейшее взаимодействие по электронным интерфейсам, что не позволяет достичь цели испытаний. Такие ситуации в некоторых случаях могут возникнуть даже при опоздании ответа на десятки наносекунд, что делает полунатурное моделирование крайне сложной задачей. Управление такой системой при помощи любой операционной системы

общего назначения невозможно, так как будут возникать непредсказуемые задержки большой длительности, например, из-за эффекта вытеснения задач друг другом в многозадачных операционных системах. Задачу обеспечения требуемого уровня адекватности моделей возможно решить путём применения операционных систем реального времени [5], но для некоторых, наиболее критичных к временному детерминизму задач, они не подойдут. На сегодняшний день средством, позволяющим обеспечить требуемый уровень адекватности полунатурных моделей для всего массива задач, являются программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС). Этот инструмент одновременно позволяет обеспечить режим жёсткого реального времени при моделировании и гибко конфигурировать логику своей работы, имитируя, таким образом, любую БЭА КА. На сегодняшний день производители по всему миру, включая Российскую Федерацию, предоставляют такую номенклатуру типов контрольно-испытательной аппаратуры (КИА), которая позволяет имитировать любую БЭА КА [6 – 8].

Адекватно имитировать штатные бортовые режимы функционирования БЭА КА – это лишь часть задач, которые необходимо решать, также необходимо имитировать неисправности БЭА КА для воспроизведения нештатных ситуаций, которые возможны и периодически происходят на борту. Например, для того, чтобы испытать бортовой алгоритм обеспечения живучести, реализованный путём внесения избыточности временных ресурсов на повторные попытки передачи информации, необходимо имитировать непрохождение команды управления из управляющей аппаратно-программной модели в принимающую и соответствующий ошибочный ответ или его отсутствие.

### **Аппаратно-программные средства достижения цели**

Для решения поставленных задач были разработаны методы и средства, позволяющие осуществлять испытания с требуемым уровнем адекватности моделей [9; 10]. Данная технология объединяет совокупность методов и средств и получила общее название наземный отладочный комплекс (НОК) БЭА.

НОК БЭА состоит из полунатурных моделей, которые имеют аппаратно-программное исполнение и реализованы по магистрально-модульному принципу. В основе этих полунатурных моделей лежат стандарты внутриприборной организации РХИ, сРСИ и другие [11 – 15]. Испытательные комплексы НОК содержат в своем составе модули цифрового и аналогового ввода-вывода, цифровые интерфейсные контроллеры, мультиметры, осциллографы, сверхвысокочастотные генераторы, устройства коммутации сигналов, и прочую КИА, позволяющую имитировать любую БЭА КА. Разработанные испытательные комплексы НОК обладают следующими преимуществами:

- возможность имитации нештатных ситуаций путём применения алгоритмов внесения неисправностей;
- реализация режима жёсткого реального времени по средствам ПЛИС;
- комплексность моделирования, то есть моделирование всей БЭА из состава КА;
- мобильность испытательных комплексов;
- реконфигурируемость модульной аппаратуры испытательных комплексов, включая внутреннюю реконфигурируемость ПЛИС.

Центральные управляющие устройства НОК установлены в крейт-шасси и представляют собой крейт-контроллеры, на которых установлены операционные системы общего назначения типа Microsoft Windows. Данная технология организации испытательных комплексов поддерживает Plug&Play, управление обычными манипуляторами мышью и клавиатурой и вывод данных на стандартный дисплей. Неисправности вносятся в модели при помощи специального устройства, которое реализовано в модульном исполнении и содержит в своем составе ПЛИС и каналы ввода-вывода, которые соединяют его с остальной КИА. Управление процессом испытаний обеспечивает пакет

прикладных программ. Исполнение моделей БЭА на ПЛИС позволяет отказаться от моделирования временных промежутков, так как современные ПЛИС функционируют на таких же частотах, как БЭА КА, которая зачастую имеет исключительно аппаратную реализацию [16 – 18]. Достаточно просто запрограммировать ПЛИС на работу на необходимой частоте и запустить функционирование такой аппаратно-программной модели высокой степени адекватности. ПЛИС обладают высокой гибкостью, на них можно реализовывать модели любой БЭА, которая необходима для испытаний путём простого перепрограммирования, что требует намного меньше материальных и временных средств, чем аппаратное макетирование, для которого потребуется приобретение натуральной электронной компонентной базы (ЭКБ) и трудоёмкого процесса её монтажа на печатные платы. Такой подход предоставляет возможность проводить качественные испытания при небольших затратах.

На рис. 1 приведена фотография полунатурного аппаратно-программного НОК БЭА КА, который был описан выше.



*Рис. 1. Наземный отладочный комплекс бортовой электронной аппаратуры космических аппаратов*

### **Предлагаемый метод испытаний**

На описанных средствах НОК БЭА был реализован метод испытаний ПО режимов ориентации космических аппаратов на основе внесения неисправностей, который состоит в следующем. Полунатурно на ПЛИС имитируют БЭА, которая, в процессе штатной эксплуатации взаимодействует с испытываемым устройством. К такой БЭА могут относиться, например, интерфейсные модули сопряжения (ИМС), которые соединяют испытываемое устройство с различными системами КА и могут участвовать в процессе ориентации и стабилизации. Далее в проекты ПЛИС полунатурных моделей БЭА, реализованные на языках описания аппаратуры, намеренно вносят неисправности, имитирующие нештатные ситуации, а затем проводят испытания с целью оценки вероятности обнаружения или/и парирования испытываемым устройством внесённых в модели БЭА неисправностей. Например, в функции одного из ИМС входит сбор данных об угловых скоростях, измеренных прибором системы ориентации и стабилизации, и передача полученных данных в испытываемое устройство. Тогда неисправностью, имитирующей нештатную ситуацию, может быть, например, нарушение соединительного контакта на магистрали передачи данных при действии дестабилизирующих факторов космического пространства, таких как вибрации, удары, температурные воздействия и пр. Это может привести к искажению данных перед их получением испытываемым устройством, что и имитируется на полунатурных моделях, причём важно обеспечить функционирование моделей на таких же или более высоких частотах

и так же детерминировано (точно и предсказуемо), как это происходит на борту КА. Иначе, в большинстве случаев, испытания бортовых устройств невозможны. Поэтому для полунатурного моделирования в заявленном способе применяются ПЛИС, которые отвечают запрашиваемым для адекватных испытаний характеристикам. В ходе испытаний на языках описания аппаратуры создают проект исправной полунатурной модели БЭА, имитирующий функционирование ее каналов ввода-вывода. Далее записывают получившийся проект исправной полунатурной модели БЭА в ПЛИС устройства имитации неисправностей, содержащего интерфейсные каналы ввода-вывода и проводят испытания на проекте исправной полунатурной модели БЭА. На языках описания аппаратуры создают проект неисправной полунатурной модели БЭА, причём предусматривают возможность включения/отключения неисправностей без перекомпиляции проекта ПЛИС в процессе испытаний при помощи управляющего ПО высокого уровня. Это сильно сокращает количество перекомпиляций проектов ПЛИС, которые занимают много времени. Реализовано это таким образом, что в заявленном способе в проектах ПЛИС имитационных моделей предусматривают возможность включения/отключения каждой отдельной неисправности путём введения программируемой логической структуры «ЕСЛИ», которая управляется ПО высокого уровня путём формирования массива управляющих воздействий включения/отключения. Получившийся проект неисправной полунатурной модели записывают в ПЛИС устройства имитации неисправностей. При помощи устройства управления процессом испытаний формируют массив управляющих воздействий поочередно включающих неисправности, реализованные в проекте неисправной полунатурной модели и указанные в массиве. Проводят такие же испытания на проекте неисправной полунатурной модели, как и в предыдущем случае с проектом исправной полунатурной модели. При помощи устройства управления процессом испытаний сравнивают результаты испытаний от проекта исправной полунатурной модели и проекта неисправной полунатурной модели БЭА на каждой неисправности из заданного массива.

Если в процессе испытаний на проекте исправной полунатурной модели БЭА неисправностей не обнаруживают, а при испытаниях на проекте неисправной полунатурной модели БЭА обнаруживают весь массив внесенных неисправностей, то испытываемое устройство считают прошедшим испытания. Если в процессе испытаний на проекте исправной полунатурной модели БЭА обнаруживают неисправности, то определяют коэффициент первого этапа путём вычисления отношения единицы к количеству обнаруженных неисправностей. Если в процессе испытаний на проекте неисправной полунатурной модели БЭА обнаруживают не все неисправности, то определяют коэффициент второго этапа путём вычисления отношения количества внесённых в модель неисправностей к количеству обнаруженных. Путём выдачи серии команд от имитационных моделей БЭА вводят испытываемое устройство в режим ориентации и стабилизации. Испытываемое устройство инициирует итерацию ориентации и стабилизации КА по следующему алгоритму. Испытываемое устройство запрашивает текущее состояние направленности и угловые скорости движения КА от полунатурных моделей БЭА ориентации и стабилизации.

В рамках заявленного способа полунатурные модели ориентации и стабилизации и полунатурные модели всей остальной БЭА КА, хотя и являются полунатурными имитационными моделями одного типа, но намеренно выделены отдельно для упрощения описания алгоритмов испытаний.

Полунатурные модели ориентации и стабилизации принимают запрос от испытываемого устройства и анализируют его на предмет адреса устройства на информационной магистрали с целью определения адресата данной команды. В качестве информационной магистрали может быть использован, например интерфейс, описанный в

ГОСТ Р 52070-2003, или любой другой, подходящий для задач испытаний. По принятому запросу соответствующая полунатурная модель БЭА ориентации и стабилизации, которая определена как адресат данного запроса, на основе математической модели движения КА в пространстве, рассчитывает текущие состояние направленности и угловые скорости движения КА и выдаёт их в испытываемое устройство. Далее испытываемое устройство анализирует полученные данные от полунатурной модели БЭА ориентации и стабилизации и на основе результатов анализа формирует команду управления на включение/отключение необходимых для ориентации и стабилизации двигателей, что завершает итерацию ориентации и стабилизации КА. Математическая модель движения КА реализуется в устройстве управления процессом испытаний на языках высокого уровня или в полунатурных моделях БЭА ориентации и стабилизации на языках описания аппаратуры. Подобные итерации ориентации и стабилизации повторяют многократно до тех пор, пока КА не сориентируется на заданный ориентир. Ориентиром может быть, например Солнце или другие звёзды. В полунатурные модели ориентации и стабилизации вносятся неисправности как описано выше, например, имитируется не включение одного из устройств, которым управляет данный ИМС, что является непрохождением команды от одной из полунатурных моделей всей остальной БЭА КА, что активирует алгоритм живучести, заключающийся в повторных попытках выдачи данной команды, которые фиксируются в протокол испытаний и в дальнейшем анализируются [19 – 21].

Необходимо отметить, что в рамках заявленного способа испытаний устройств систем управления КА, имеющих функцию ориентации и стабилизации, модели на ПЛИС функционируют как «чёрный ящик», лишь функционально имитируя действия каналов ввода-вывода электронных устройств или их частей, при этом ставится задачей максимально адекватно воспроизвести входные и выходные сигналы по временным параметрам для обеспечения взаимодействия с натуральным испытываемым устройством, подключенным к данным каналам в процессе испытаний. Внутренняя реализация моделей на ПЛИС имеет лишь отдаленную схожесть с внутренней реализацией имитируемой БЭА.

Устройство управления процессом испытаний реализовано в крейт-шасси, например PXIe-1075, управляемом встроенным контроллером, к которому подключаются манипуляторы мышь и клавиатура. Данные о процессе испытаний выводятся на монитор. Управление встроенным контроллером обеспечивает операционная система и пакет прикладных программ. Также при помощи пакета прикладных программ задаётся массив неисправностей для проекта неисправной полунатурной модели БЭА. Данные, полученные в процессе испытаний, протоколируются и результаты сравниваются. Вычисляются коэффициенты покрытия неисправностей проведённых испытаний R1 и R2. Устройство имитации неисправностей в модульном исполнении, содержащее ПЛИС и каналы ввода-вывода для соединения с устройством управления, встраивают в крейт-шасси устройства управления. Например, таким устройством может быть PXI-7954 с установленным адаптером NI FlexRIO-6585.

### **Заключение**

Разработанный метод испытаний ПО режимов ориентации космических аппаратов на основе внесения неисправностей позволяет обеспечить:

- испытания в режиме внесения неисправностей для имитации нештатных ситуаций;
- испытания в режиме жёсткого реального времени за счёт применения ПЛИС для повышения адекватностей моделей;
- имитацию широкого спектра БЭА КА;



- высокую степень реконфигурируемости за счёт применения ПЛИС и модульной аппаратуры;
- низкую стоимость разработки полунатурных моделей;
- высокую мобильность испытательных комплексов, которые имеют массу не более 20 килограмм.

Таким образом, предложенный метод испытаний БЭА КА основан на применении ПЛИС в качестве базы полунатурных моделей и позволяет проводить испытания алгоритмов и ПО ориентации и стабилизации КА с имитацией нештатных ситуаций в режиме жёсткого реального времени, что позволяет повысить полноту контроля и надёжность КА при одновременном снижении временных и материальных издержек на испытания.

### **Библиографический список**

1. Сайт журнала Вестник ГЛОНАСС. <http://vestnik-glonass.ru/news/corp/roskosmos-nachata-rabota-po-proektu-sfera>
2. Сайт компании Starlink. <https://www.starlink.com>
3. Сайт компании OneWeb. <https://oneweb.net>
4. Сайт компании Globalstar. <https://www.globalstar.com/en-us>
5. Сайт компании TechSat  
[http://www.techsat.com/fileadmin/media/pdf/ADS2\\_ProductOverview/TechSAT-PD-ADS2-EN.pdf](http://www.techsat.com/fileadmin/media/pdf/ADS2_ProductOverview/TechSAT-PD-ADS2-EN.pdf)
6. Parker K.P. A new probing technique for high-speed/high-density printed circuit boards // Proceedings of the International Test Conference (October, 26-28, 2004, Washington, DC, USA). DOI: 10.1109/TEST.2004.1386972
7. Norrgard D., Parker K.P. Augmenting boundary-scan tests for enhanced defect coverage // Proceedings of the IEEE International Test Conference (December, 08, 2008, Santa Clara, CA, USA). DOI: 10.1109/TEST.2008.4700580
8. Dubberke D.F., Grealish J.J., Van Dick B. Solving in-circuit defect coverage holes with a novel boundary scan application // Proceedings of the IEEE International Test Conference (December, 08, 2008, Santa Clara, CA, USA). DOI: 10.1109/TEST.2008.4700579
9. Недорезов Д.А., Пичкалев А.В., Красненко С.С., Непомнящий О.В. Применение ПЛИС для моделирования логики функционирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнева. 2014. № 1 (53). С. 133-136.
10. Красненко С.С., Недорезов Д.А., Кашкин В.Б., Пичкалев А.В. Магистрально-модульная система для отработки бортовой радиоэлектронной аппаратуры // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнёва. 2013. № 2 (48). С. 133-136.
11. Kulyasov N., Isaeva O., Isaev S. Method of creation and verification of the spacecraft onboard equipment operation model // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2019. V. 537, Iss. 2. DOI: 10.1088/1757-899X/537/2/022042
12. Li T., Guo Y., Li S.-K. Design and implementation of a parallel Verilog simulator: PVSIM // Proceedings of the 17th International Conference on VLSI Design (January, 09, 2004, Mumbai, India). DOI: 10.1109/ICVD.2004.1260944
13. Austin T., Larson E., Ernst D. SimpleScalar: An infrastructure for computer system modeling // Computer. 2002. V. 35, Iss. 2. P. 59-67. DOI: 10.1109/2.982917

14. Li Z., Hu X., Zhang G. Design and realization of HA hot-swap application for CPCI/PXI system // Proceedings of the 2015 10th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications, ICIEA 2015 (June, 15-17, 2015, Auckland, New Zealand). P. 1613-1617. DOI: 10.1109/ICIEA.2015.7334220

15. Li D., Hu X. Hot-swap and redundancy technology for CPCI measurement and control systems // IEICE Electronics Express. 2016. V. 13, Iss. 20. DOI: 10.1587/elex.13.20160794

16. Penry D.A., Fay D., Hodgdon D., Wells R., Schelle G., August D., Connors D. Exploiting parallelism and structure to accelerate the simulation of chip multi-processors // Proceedings of the 12th International Symposium on High-Performance Computer Architecture (February, 1-15, 2006, Austin, TX, USA). P. 27-38. DOI: 10.1109/HPCA.2006.1598110

17. Schnarr E., Larus J.R. Fast out-of-order processor simulation using memorization // Proceedings of the Eight International Conference on Architectural Support for Programming Languages and Operating Systems (October, 3-7, 1998, San Jose, California, USA.). P. 283-294. DOI: 10.1145/291069.291063

18. Desikan R., Burger D., Keckler S.W. Measuring experimental error in microprocessor simulation // Proceedings of the 28th Annual International Symposium on Computer Architecture ISCA (June, 30-4, 2001, Gothenburg, Sweden). P. 266-277. DOI: 10.1109/ISCA.2001.937455

19. Недорезов Д.А., Легалов А.И., Непомнящий О.В., Красненко С.С., Анкудинов А.В. Методология мутационного тестирования для наземных испытаний бортовой аппаратуры космических аппаратов // Системы и средства информатики. 2014. Т. 24, № 1. С. 73-79. DOI: 10.14357/08696527140104

20. Недорезов Д.А. Способ испытаний электронной аппаратуры на основе аппаратно-программного внесения неисправностей с маршрутизацией: патент РФ № 2725783; опублик. 06.07.2020; бюл. № 19.

21. Недорезов Д.А. Способ испытаний вычислительных устройств систем управления космических аппаратов: патент РФ № 2764837; опублик. 21.01.2022; бюл. №3.

## **METHOD OF TESTING THE SOFTWARE OF SPACECRAFT ELECTRONIC EQUIPMENT BASED ON FAULT INJECTION IN THE ALGORITHMS OF ORIENTATION AND STABILIZATION**

© 2024

- D. A. Nedorezov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Associate Professor of the Department of Computing Technology, Institute of Space and Information Technologies; Siberian Federal University, Krasnoyarsk, Russian Federation; [Nedorezovd@mail.ru](mailto:Nedorezovd@mail.ru)
- A. I. Postnikov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Associate Professor of the Department of Computing Technology, Institute of Space and Information Technologies; Siberian Federal University, Krasnoyarsk, Russian Federation; [alpost@mail.ru](mailto:alpost@mail.ru)
- A. V. Murigin** Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of Information Management Systems; Siberian State University of Science and Technology named after Academician M.F. Reshetnev, Krasnoyarsk, Russian Federation; [avm514@mail.ru](mailto:avm514@mail.ru)
- A. V. Shnaider** Master Student of the Institute of Space and Information Technologies; Siberian Federal University, Krasnoyarsk, Russian Federation; [shnavder102@gmail.com](mailto:shnavder102@gmail.com)

The purpose of the work is to develop and describe a new method of testing spacecraft electronic equipment. The article substantiates the relevance of developing new methods and means of testing on-board electronic equipment of spacecraft based on the intentional introduction of faults for the purpose of testing survivability algorithms. It was shown that carrying out such tests makes it possible to increase the completeness of control and reliability of on-board electronic equipment of spacecraft while simultaneously reducing testing costs. A new method for testing spacecraft software based on fault injection is proposed, which is used to solve the specific task of checking orientation and stabilization modes. The proposed method makes it possible to develop semi-natural models of on-board electronic equipment of increased adequacy and reconfigurability due to the use of programmable logic integrated circuits as the basis of hardware and software complexes. The proposed method is implemented on the hardware and software of a ground-based debugging complex for on-board electronic equipment and is distinguished by the ability to simulate a wide range of on-board electronic equipment, low cost and mobility. All technical solutions described in the article were introduced into the production process when creating modern spacecraft for communications, radio navigation and geodesy.

*Onboard electronic equipment; spacecraft; PXI; modular systems; testing; control; automation; model adequacy; orientation and stabilization systems*

*Citation:* Nedorezov D.A., Postnikov A.I., Murigin A.V., Shnaider A.V. Method of testing the software of spacecraft electronic equipment based on fault injection in the algorithms of orientation and stabilization. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 4. P. 79-88. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-79-88

## References

1. *Sayt zhurnala Vestnik GLONASS* [Website of the journal Vestnik GLONASS]. Available at: <http://vestnik-ghonass.ru/news/corp/roskosmos-nachata-rabota-po-proektu-sfera>
2. *Sayt kompanii Starlink* [Starlink company website]. Available at: <https://www.starlink.com>
3. *Sayt kompanii OneWeb* [OneWeb company website]. Available at: <https://oneweb.net>
4. *Sayt kompanii Globalstar* [Globalstar company website]. Available at: <https://www.globalstar.com/en-us>
5. *Sayt kompanii TechSat* [TechSat company website]. Available at: [http://www.techsat.com/fileadmin/media/pdf/ADS2\\_ProductOverview/TechSAT-PD-ADS2-EN.pdf](http://www.techsat.com/fileadmin/media/pdf/ADS2_ProductOverview/TechSAT-PD-ADS2-EN.pdf)
6. Parker K.P. A new probing technique for high-speed/high-density printed circuit boards. *Proceedings of the International Test Conference (October, 26-28, 2004, Washington, DC, USA)*. DOI: 10.1109/TEST.2004.1386972
7. Norrgard D., Parker K.P. Augmenting boundary-scan tests for enhanced defect coverage. *Proceedings of the IEEE International Test Conference (December, 08, 2008, Santa Clara, CA, USA)*. DOI: 10.1109/TEST.2008.4700580
8. Dubberke D.F., Grealish J.J., Van Dick B. Solving in-circuit defect coverage holes with a novel boundary scan application // *Proceedings of the IEEE International Test Conference (December, 08, 2008, Santa Clara, CA, USA)*. DOI: 10.1109/TEST.2008.4700579
9. Nedorezov D.A., Pichkalev A.V., Krasnenko S.S., Nepomnuashy O.V. Application fpga for modelling of logic of functioning of spacecraft onboard radio-electronic equipment. *Vestnik of SibGAU*. 2014. No. 1 (53). P. 133-136. (In Russ.)
10. Krasnenko S.S., Nedorezov D.A., Kashkin V.B., Pichkalev A.V. Bus-modular system for test of onboard radioelectronic equipment. *Vestnik of SibGAU*. 2013. No. 2 (48). P. 133-136. (In Russ.)
11. Kulyasov N., Isaeva O., Isaev S. Method of creation and verification of the spacecraft onboard equipment operation model. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2019. V. 537, Iss. 2. DOI: 10.1088/1757-899X/537/2/022042

12. Li T., Guo Y., Li S.-K. Design and implementation of a parallel Verilog simulator: PVSIm. *Proceedings of the 17th International Conference on VLSI Design (January, 09, 2004, Mumbai, India)*. DOI: 10.1109/ICVD.2004.1260944

13. Austin T., Larson E., Ernst D. SimpleScalar: An infrastructure for computer system modeling. *Computer*. 2002. V. 35, Iss. 2. P. 59-67. DOI: 10.1109/2.982917

14. Li Z., Hu X., Zhang G. Design and realization of HA hot-swap application for CPCI/PXI system. *Proceedings of the 2015 10th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications, ICIEA 2015 (June, 15-17, 2015, Auckland, New Zealand)*. P. 1613-1617. DOI: 10.1109/ICIEA.2015.7334220

15. Li D., Hu X. Hot-swap and redundancy technology for CPCI measurement and control systems. *IEICE Electronics Express*. 2016. V. 13, Iss. 20. DOI: 10.1587/elex.13.20160794

16. Penry D.A., Fay D., Hodgdon D., Wells R., Schelle G., August D., Connors D. Exploiting parallelism and structure to accelerate the simulation of chip multi-processors. *Proceedings of the 12th International Symposium on High-Performance Computer Architecture (February, 1-15, 2006, Austin, TX, USA)*. P. 27-38. DOI: 10.1109/HPCA.2006.1598110

17. Schnarr E., Larus J.R. Fast out-of-order processor simulation using memorization. *Proceedings of the Eight International Conference on Architectural Support for Programming Languages and Operating Systems (October, 3-7, 1998, San Jose, California, USA)*. P. 283-294. DOI: 10.1145/291069.291063

18. Desikan R., Burger D., Keckler S.W. Measuring experimental error in microprocessor simulation. *Proceedings of the 28th Annual International Symposium on Computer Architecture ISCA (June, 30-4, 2001, Gothenburg, Sweden)*. P. 266-277. DOI: 10.1109/ISCA.2001.937455

19. Nedorezov D.A., Legalov A.I., Nepomnjashhij O.V., Krasnenko S.S., Ankudinov A.V. Mutation test methodology for onboard spacecrafts radioelectronic equipment ground test. *Systems and Means of Informatics*. 2014. V. 24, no. 1. P. 73-79. (In Russ.). DOI: 10.14357/08696527140104

20. Nedorezov D.A. *Sposob ispytaniy elektronnoy apparatury na osnove apparatno-programmnogo vneseniya neispravnostey s marshrutizatsiyey* [Method of testing electronic hardware based on hardware-software faults with routing]. Patent RF, no. 2725783, 2020. (Publ. 06.07.2020, bull. no. 19)

21. Nedorezov D.A. *Sposob ispytaniy vychislitel'nykh ustroystv sistem upravleniya kosmicheskikh apparatov* [Method for testing computing devices of spacecraft control systems]. Patent RF, no. 2764837, 2022. (Publ. 21.01.2022, bull. no. 3)

## О ДОПУСТИМОМ УРОВНЕ РИСКОВ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОГРАММ СТРАТЕГИЧЕСКОГО ПЛАНИРОВАНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ИННОВАЦИЙ В РАЗВИТИИ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ

© 2024

- Б. М. Петрухин** кандидат технических наук, заместитель начальника центра системных исследований космической деятельности; Центральный научно-исследовательский институт машиностроения, г. Королёв; [PetrukhinBM@tsniimash.ru](mailto:PetrukhinBM@tsniimash.ru)
- Ю. В. Бычков** кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник центра системных исследований космической деятельности; Центральный научно-исследовательский институт машиностроения, г. Королёв; [BychkovYV@tsniimash.ru](mailto:BychkovYV@tsniimash.ru)
- А. А. Летагин** ведущий инженер центра системных исследований космической деятельности; Центральный научно-исследовательский институт машиностроения, г. Королёв; [Letyagin.AA@tsniimash.ru](mailto:Letyagin.AA@tsniimash.ru)
- Т. В. Фурсаева** главный специалист центра системных исследований космической деятельности; Центральный научно-исследовательский институт машиностроения, г. Королёв; [FursaevaTV@tsniimash.ru](mailto:FursaevaTV@tsniimash.ru)

Показано, что в силу имеющейся неполноты или неточности информации об условиях реализации программ стратегического планирования технологических инноваций возникает риск. Управление реализацией программ – это, по сути, управление её рисками. Предложена методика определения допустимого уровня риска реализации программ развития космических средств, которая представляет собой гарантированный уровень безубыточности проекта и может рассматриваться в качестве критерия необходимости принятия мер по снижению рисков технологических инноваций, а также критерия целесообразности продолжения (прекращения) реализации программы или её отдельных компонентов. Приведены расчёты допустимого уровня риска применительно к федеральным программам развития космической техники.

*Стратегическое планирование; технология; программа; инновации; риск; космическая техника*

---

**Цитирование:** Петрухин Б.М., Бычков Ю.В., Летагин А.А., Фурсаева Т.В. О допустимом уровне рисков реализации программ стратегического планирования технологических инноваций в развитии космических средств // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 4. С. 89-98. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-89-98

В Российской Федерации основные этапы стратегического планирования – «прогнозирование», «целеполагание», «планирование и программирование» определены на законодательном уровне. Стратегическое планирование регулируется положениями Федерального закона «О стратегическом планировании в Российской Федерации» [1]. Этим же Законом устанавливаются основные принципы стратегического планирования. В том числе программно-целевой принцип, который означает определение приоритетов и целей, разработку взаимоувязанных по целям, срокам реализации государственных программ и определение объёмов и источников их финансирования.

Закон определяет также периодичность разработки документов стратегического планирования, к которым относятся государственные программы. Формирование перечня государственных программ Российской Федерации осуществляется исходя из

стратегии социально-экономического развития Российской Федерации, которая разрабатывается каждые шесть лет, и прогноза социально-экономического развития Российской Федерации на среднесрочный период. Среднесрочный прогноз разрабатывается на очередной финансовый год и плановый период, который, как правило, составляет два года, последующих за очередным финансовым годом. Таким образом, инновации с участием государственной поддержки, жизненный цикл которых составляет не менее трёх лет, являются объектами стратегического планирования и реализуются в рамках государственных программ. Таким образом, государственные программы и их составные части можно рассматривать как программы стратегического планирования технологических инноваций.

Государственные программы положены в основу формирования структуры расходов бюджета и являются инструментом государственного регулирования экономики, обеспечивающим достижение перспективных целей и задач путём использования имеющихся ресурсов. Как документ стратегического планирования, государственная программа содержит множество технологических инноваций, которые, в зависимости от масштабности, представлены в форме мероприятий или других элементов программы.

Государственные программы, как и другие стратегические программы технологических инноваций, реализуются в условиях неопределённости, которая предполагает наличие различных факторов, оказывающих негативное влияние на ход решения задач и достижение целей. Прогнозирование программ без учёта влияния факторов неопределённости на программные мероприятия может привести к непредсказуемым последствиям из-за множества исходов случайных событий. При этом результаты негативного воздействия не являются детерминированными, а степень возможного влияния негативных факторов на результаты неизвестна.

В силу имеющейся неполноты или неточности информации об условиях реализации программы возникает риск. Управление реализацией программы – это, по сути, управление её рисками. Цель управления рисками – придание деятельности максимальной устойчивости целевому процессу в условиях неопределённости. Для того чтобы рисками управлять, их необходимо оценивать.

Теория управления рисками исходит из того, что при реализации перспективных проектов возникают потери, они неизбежны, но их величину можно ограничить. Поэтому одним из основных вопросов при управлении рисками является сопоставление и оценка полезности перспективного проекта и меры риска при его реализации. Наряду с терминами полезности и меры риска, ключевыми понятиями процесса управления рисками являются [2]:

– рисковое событие – конкретная негативная ситуация, обусловленная одним или несколькими факторами риска, которая разово воздействует на деятельность и может быть описана достаточно точно (например, срыв поставки оборудования, сокращение финансирования на очередной финансовый год и др.) и влияет на ход реализации программы;

– вероятность реализации риска ( $P_p$ ) – вероятность наступления рискового события;

– ущерб от возникновения риска ( $U_p$ ) – потери в результате наступления рискового события.

Произведение вероятности наступления рискового события на потенциально возможный убыток (ущерб) от его наступления является величиной риска. Тогда управление рисками программы следует рассматривать как процесс принятия и выполнения управленческих решений, направленных на снижение вероятности возникновения не-

благоприятного результата и минимизацию возможных потерь программы в ходе её реализации.

Теория управления рисками оперирует также и категорией, обратной по своей сущности риску [2]. Этой категорией является шанс, который определяется как возможность благоприятного осуществления процесса и/или результатов внедрения нововведения. Вероятности шанса и риска образуют полную группу событий:

$$P_p + P_u = 1,$$

где  $P_u$  – вероятность шанса (благоприятного исхода инновационной деятельности).

Оценка шанса является для инноватора критерием принятия решения о внедрении нововведения. Если выполняется следующее условие:

$$P_p U_p < P_u (W_s - U_s), \quad (1)$$

где  $W_s$  – полезность перспективного проекта, или ожидаемый эффект от инновационной программы, как превышение дохода над понесёнными расходами;  $U_s$  – затраты на реализацию программы, то шанс существует, всегда найдутся инноваторы, готовые воспользоваться им.

Именно шанс является движущим мотивом инновационной деятельности. Как следует из формулы (1), проект является экономически выгодным, если выполняется условие:

$$\frac{P_p}{1 - P_p} < \frac{W_s - U_s}{U_p}. \quad (2)$$

Разность между экономическим эффектом от программы  $W_s$  и затратами на её реализацию  $U_s$  «полезность программы», которая соответствует, в общем случае, категории «прибыль», как разнице между доходами и расходами. Важным моментом для понимания успешности стратегической программы технологических инноваций является динамика показателей, приведённых в формуле (1), по этапам её реализации. На стартовом этапе вероятность наступления риска высока, но по мере снижения неопределённости в ходе реализации программы она снижается, а вероятность шанса увеличивается. В то же время, величина потерь может возрасти в силу невозможности компенсации уже понесённых затрат, а полезность может уменьшиться вследствие, например, ухудшения конъюнктуры рынка. С учётом данной особенности может быть принята стратегия управления программой технологических инноваций по показателю «допустимого уровня риска», то есть такого его значения, при котором реализация программы, достижение её целей, является целесообразной.

Однако для реализации стратегий управления рисками по показателю «допустимого уровня риска» необходимо определить его зависимость от времени (рис. 1).

Так как допустимый уровень риска зависит от фактического состояния реализации Программы, а именно соотношения понесённых затрат и полученного эффекта, он должен рассчитываться на каждом этапе её мониторинга.

Исходя из вышесказанного, программа стратегического планирования технологических инноваций является целесообразной, если выполняется следующее критериальное условие:

$$\frac{P_p}{1 - P_p} < \frac{W_\phi(t) + W_{nl}(t) - U_\phi(t)}{U_\phi(t) + U_{nl}(t)}, \quad (3)$$

где  $W_\phi(t)$  – фактически полученный доход от реализуемых в программе инноваций;  $W_{nl}(t)$  – планируемый эффект от реализуемых в программе инноваций;  $U_\phi(t)$  – фактически понесённые затраты на реализацию программы;  $U_{nl}(t)$  – планируемые на момент времени  $t$  затраты на реализацию программы.

На рис. 1 показана динамика изменения допустимого уровня риска программы технологических инноваций  $R$  – показателя целесообразности реализации программы (проекта), достижения её целей, т.е. гарантированного уровня безубыточности программы (проекта). Риск  $R$  определяется как произведение вероятности наступления рисковог о события  $P_p$  на потенциально возможный убыток  $U_p$  от его наступления.

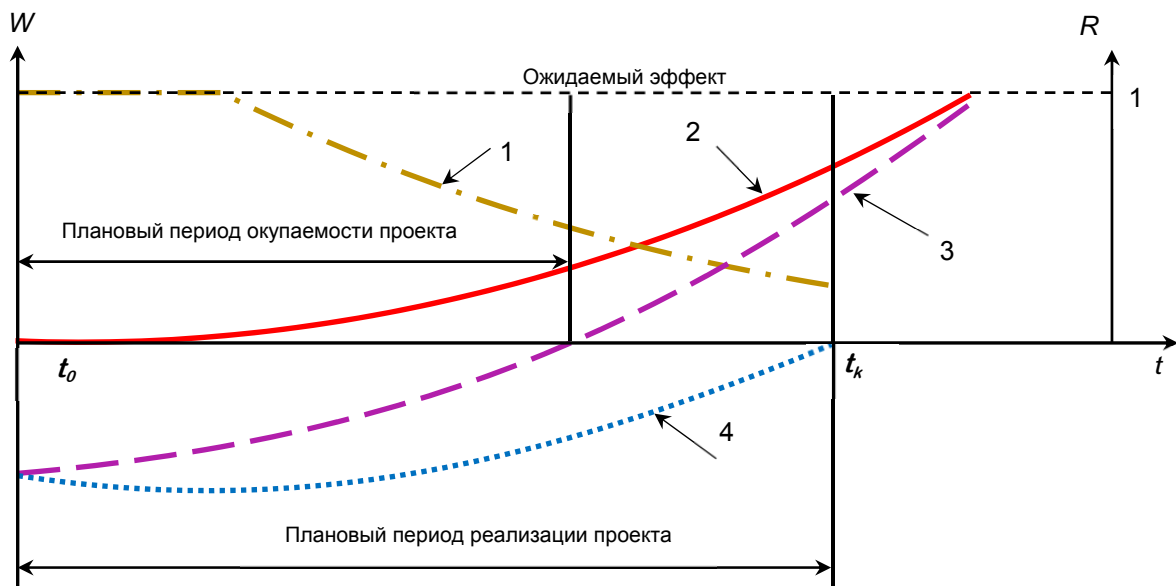


Рис. 1. Допустимый уровень риска программы технологических инноваций:  
 1 – допустимый уровень меры риска  $M_p$ ; 2 – доходы  $W_\phi$ ;  
 3 – прибыль ( $W_\phi - U_p$ ); 4 – потенциально возможный убыток  $U_p$

Правая часть выражения (3) имеет смысл допустимой меры риска  $M_p(t)$ . На старте проекта допустимый уровень меры риска будет определяться только отношением ожидаемого эффекта к планируемым затратам и должен приниматься не большим 1. На старте реализации программы (проекта) допустимый уровень риска равен единице  $R(0) = 1$ , так как ожидаемый эффект от реализации программы (проекта) превышает планируемые затраты на его реализацию. Допустимый уровень риска зависит от фактических затрат на реализацию программы (проекта) и фактических доходов на временном интервале инвестирования (финансирования) программы (проекта) и ожидания эффекта  $R(t) = f(P_p, U, W)$ . В процессе реализации проекта к финальной стадии риск снизится до значения, которое характеризует возможное «неизвлечение» положитель-



ного эффекта в период извлечения прибыли от инновации, например, эксплуатации космического комплекса.

Значение предельно допустимой вероятности риска будет тогда определяться выражением:

$$P_p < \frac{M_p(t)}{1 + M_p(t)}. \quad (4)$$

Допустимый уровень риска определяется как произведение допустимой меры риска на предельно допустимую вероятность:

$$R(t) = M_p(t) \cdot P_p(t). \quad (5)$$

При этом под предельно допустимой вероятностью понимается возможность возникновения негативных (рисковых) событий, влияющих на показатели программы. По сути, допустимый уровень риска представляет собой гарантированный уровень безубыточности проекта и может рассматриваться в качестве критерия необходимости принятия мер по снижению рисков и критерия целесообразности продолжения (прекращения) реализации программы или её отдельных компонентов.

В настоящей статье остановимся на порядке определения допустимого уровня риска реализации программ стратегического планирования развития космической техники. К такому ряду программ относится Федеральная космическая программа (далее – Программа), которая согласно Федерального закона «О космической деятельности» [3] является долгосрочным плановым документом, на основании которого формируется государственный заказ на создание, изготовление и использование космической техники в научных и социально-экономических целях. Создаваемые в рамках программы инновационные образцы технологических инноваций (далее – ОТИ) формируют космическую инфраструктуру, в рамках которой предоставляются космические услуги и сервисы по различным направлениям космической деятельности. Указанное обстоятельство определяет содержание и этапность методики расчёта показателей экономического эффекта от реализации программы:

1. В рамках установленных Законом [3] направлений космической деятельности определяются направления сфер применения результатов космической деятельности и выделяются предусмотренные в программе технологические инновации (космические и ракетные комплексы, космические аппараты, ракеты-носители, отдельные приборы, технологии и т.п.), направленные на получение результатов в соответствующих сферах (табл. 1). В рамках Программы создаются новые типы ОТИ и др. Орбитальная группировка космических аппаратов из одного или нескольких ОТИ одного типа, размещённых на близких по параметрам орбиты, выполняют целевые функции в интересах одной или нескольких значимых для науки и экономики сферах.

2. Для оценки величины планового экономического эффекта реализации программы развития космических средств используется точечная оценка вклада соответствующих ОТИ в течение одного года функционирования, полученная, в том числе, и экспертным путём. Оценка определяется исходя из потенциально возможных характеристик функционирующих ОТИ, в силу того, что как инфраструктурный объект он создаёт потенциальное поле для реализации его возможностей (табл. 2). В табл. 2 приведены предельные значения оценок вклада ОТИ, полученных экспертным путём в ходе мониторинга реализации Программ развития космических средств.

Таблица 1. Сферы применения результатов и направления космической деятельности

№	Направления КД	Наименование и номер сфер применения (направлений экономического эффекта) (J)	Типы инновационных ОТИ [3]
1.	Научные космические исследования	Астрофизика, планетология и другие фундаментальные научные исследования	1 ОТИ 12, ОТИ 13, ОТИ 14, ОТИ 15
2.	Использование космической техники для связи	Телекоммуникации	2 ОТИ 1, ОТИ 2, ОТИ 3, ОТИ 4, ОТИ 16
3.	Дистанционное зондирование Земли из космоса	Поиск и контроль добычи и использования природных ресурсов	3 ОТИ 6, ОТИ 7, ОТИ 8, ОТИ 17
		Метеорология	4 ОТИ 9, ОТИ 10, ОТИ 11
		Экономическая деятельность в арктических районах	5 ОТИ 10
		Предупреждение и ликвидация чрезвычайных ситуаций	6 ОТИ 5, ОТИ 6, ОТИ 7, ОТИ 8, ОТИ 17
4.	Использование спутниковых топогеодезических систем	Землепользование, градостроение, использование водных ресурсов	7 ОТИ 5
5.	Пилотируемые космические полёты	Транспорт	8 ОТИ 15

Таблица 2. Оценка вклада ОТИ в экономический эффект от реализации Программы

№	Тип ОТИ (№)	Сфера применения	Диапазон оценок вклада (млрд руб.)		
			мин.	макс.	средн.
1.	ОТИ 1	Телекоммуникации	0,10	1,30	0,70
2.	ОТИ 2	Телекоммуникации	0,10	3,45	1,78
3.	ОТИ 3	Телекоммуникации	0,50	5,62	3,06
4.	ОТИ 4	Телекоммуникации	1,70	5,77	3,73
5.	ОТИ 5	Землепользование, градостроение, использование водных ресурсов	0,10	0,10	0,10
6.	ОТИ 5	Предупреждение и ликвидация чрезвычайных ситуаций	0,10	0,20	0,15
7.	ОТИ 6	Предупреждение и ликвидация чрезвычайных ситуаций	0,15	0,29	0,22
8.	ОТИ 6	Поиск и контроль добычи и использования природных ресурсов	0,15	0,25	0,20
9.	ОТИ 7	Поиск и контроль добычи и использования природных ресурсов	0,05	0,27	0,16
10.	ОТИ 7	Предупреждение и ликвидация чрезвычайных ситуаций	0,05	0,27	0,16
11.	ОТИ 8	Поиск и контроль добычи и использования природных ресурсов	0,05	0,45	0,25
12.	ОТИ 8	Предупреждение и ликвидация чрезвычайных ситуаций	0,05	0,15	0,10
13.	ОТИ 9	Метеорология	0,30	0,40	0,35
14.	ОТИ 10	Метеорология	0,15	0,55	0,35
15.	ОТИ 10	Экономическая деятельность в арктических районах	0,15	0,55	0,35
16.	ОТИ 11	Метеорология	0,30	1,10	0,70
17.	ОТИ 12	Астрофизика, планетология и другие фундаментальные научные исследования	0,10	0,49	0,29
18.	ОТИ 13	Астрофизика, планетология и другие фундаментальные научные исследования	0,10	2,05	1,08
19.	ОТИ 14	Астрофизика, планетология и другие фундаментальные научные исследования	0,70	0,98	0,84

Окончание табл. 2. Оценка вклада ОТИ в экономический эффект от реализации Программы

20.	ОТИ 15	Транспорт	0,90	2,90	1,90
21.	ОТИ 15	Астрофизика, планетология и другие фундаментальные научные исследования	0,9	5,5	2,5
22.	ОТИ 16	Телекоммуникации	1,7	80,4	26,7
23.	ОТИ 17	Поиск и контроль добычи и использования природных ресурсов	1,2	5,2	3,5
24.	ОТИ 17	Предупреждение и ликвидация чрезвычайных ситуаций	1,2	5,2	3,5

3. Величина ежегодного ( $t$ ) экономического эффекта по каждому направлению  $J$  (сфере применения) в течение одного календарного года определяется по формуле:

$$W_j(t) = \sum_{n=1}^N \sum_{i=1}^I V_{ni} T_{ni}, \quad (6)$$

где  $n$  – тип ОТИ (табл. 2);  $i$  – количество функционирующих ОТИ  $n$ -го типа;  $V_{ni}$  – вклад каждого ОТИ в рассматриваемое направление экономического эффекта;  $T_{ni}$  – коэффициент, определяющий долю времени применения ОТИ по целевому назначению в течение рассматриваемого года, определяемое по данным операторов космических систем и эксплуатирующих организаций о техническом состоянии и наработке ресурса каждого ОТИ из состава орбитальной группировки.

Возможный диапазон оценок вклада приведён в табл. 2, точечная оценка вклада принимается как среднее значение возможных оценок вклада либо экспертным путём.

4. Общее значение экономического эффекта определяется как сумма значений фактически полученного ( $W_{\phi}$ ) и планируемого ( $W_{пл}$ ) экономического эффекта по годам программного периода ( $t$ ) и направлениям ( $j$ ).

Результаты расчётов, проведённых по исходным данным, определённым в бюджете Российской Федерации [4], а также размещённым на сайте Министерства экономического развития РФ [5], представлены на рис. 2.

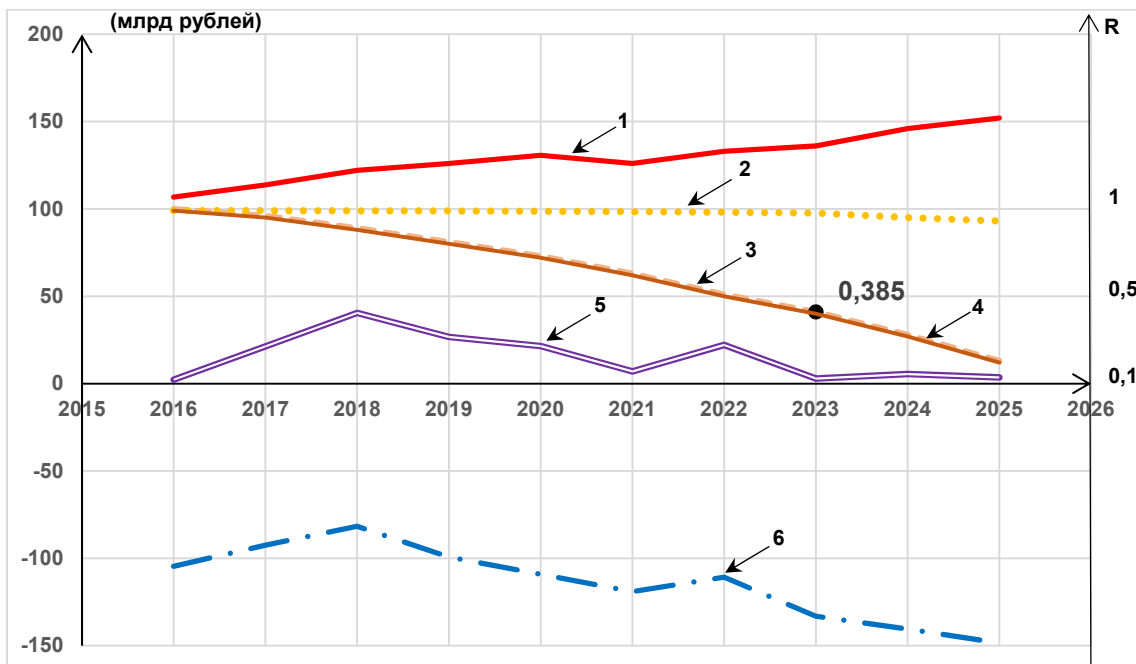


Рис. 2. Допустимый уровень риска Программы:  
1 – социально-экономический эффект; 2 – вероятность риска; 3 – допустимая мера риска;  
4 – допустимый уровень риска; 5 – полезность Программы; 6 – затраты

Количественный анализ рисков (оценка обобщённого риска и анализ его воздействия на цели) выполняется как экспертными, так и численными методами. Методики оценки вероятности риска и возможных потерь, а также фактических затрат на реализацию программы достаточно универсальны и доступны [6 – 11]. В процессе ежегодного мониторинга хода реализации программы сравнение прогнозных оценок рисков отдельных мероприятий и программы в целом с полученными по настоящей методике позволяет использовать в практике управления рисками стратегических программ технологических инноваций методы уклонения от рисков.

При этом допустимый уровень рисков реализации программ стратегического планирования технологических инноваций может использоваться и в качестве критерия необходимости принятия мер по снижению рисков и в качестве целесообразности продолжения (прекращения) реализации программы или её отдельных компонентов. Порядок отбора компонентов программы по заданному критерию, например, допустимому риску, приведён в [8]. Отбор выполняется по методу «пограничных проектов», который является развитием известного метода «ватерлинии» [11].

Таким образом, предложенный подход и методика определения допустимого уровня риска соответствуют известной концепции приемлемого риска (англ. *Accepting Risk*), основанной на том, что риск никогда не бывает нулевым и стремление минимизировать должно соотноситься с затратами на его снижение. Они могут применяться в методиках оценки риска, построенных в рамках этой концепции, в том числе и в рамках стандартизированных процессов управления рисками проектов, получивших широкое применение в практике [12]. Вместе с тем, в отличие от известных методик, использующих в качестве допустимого уровня рисков стандартное значение шкалы [8; 10], в настоящей статье уровень допустимого риска рассматривается как изменяющаяся в ходе реализации программы развития космических средств функция, зависящая от соотношения фактических и планируемых затрат и эффектов, что позволяет повысить обоснованность решений по управлению рисками реализации программ стратегического планирования технологических инноваций.

### Библиографический список

1. Федеральный закон от 28.06.2014 № 172-ФЗ «О стратегическом планировании в Российской Федерации» (с изм. от 17.02.2023 № 28-ФЗ).
2. Кисель С.В., Комарчев С.С., Самсонов О.В., Соколов В.А. Модель оценки рисков федеральных целевых программ по космической деятельности России // Космонавтика и ракетостроение. 2021. № 5 (122). С. 167-180.
3. Федеральный закон от 20.08.1993 № 5663-1 (ред. от 22.07.2024) «О космической деятельности» (с изм. и доп., вступ. в силу с 01.09.2024).
4. Федеральный закон от 05.12.2022 № 466-ФЗ «О федеральном бюджете на 2023 год и на плановый период 2024 и 2025 годов».
5. Федеральные целевые программы России. Федеральная космическая программа России на 2016-2025 годы. <https://fcp.economy.gov.ru/cgi-bin/cis/fcp.cgi/Fcp/ViewFcp/View/2023/443>
6. Кисель С.В., Петрухин Б.М., Соколов В.А. Модель процесса проектной мотивации участников управления реализацией программ развития космической техники // Космонавтика и ракетостроение. 2019. № 5 (110). С. 77-89.
7. Малышев В.В., Пиявский С.А. Метод уверенных суждений при выборе многокритериальных решений // Известия РАН. Теория и системы управления. 2015. № 5. С. 90-101. DOI: 10.7868/S0002338815050091

8. Кисель С.В., Кисиленко В.С., Петрухин Б.М., Соколов В.А. Методика управления содержанием федеральной целевой программы создания космической техники в условиях ресурсных ограничений // Космонавтика и ракетостроение. 2022. № 2 (125). С. 125-142.

9. Блинов А.В., Петрухин Б.М., Разумов Д.А. Системный подход при решении проблемных вопросов управления рисками создания космических комплексов // Тезисы докладов XXV Международной научной конференции «Системный анализ, управление и навигация» (04-11 июля 2021 г., Евпатория, Крым). М.: МАИ-Принт, 2021. С. 96-98.

10. Блинов А.В., Комарчев С.С., Соколов В.А. Консеквенсно-прогнозная модель оценки рисков реализации программы создания космической техники // Космонавтика и ракетостроение. 2022. № 2 (125). С. 143-156.

11. Нагибин С.Я., Сенаторов М.Ю., Соколов В.А. Проектное управление. От теории к практике. М.: Аякс-Пресс, 2017. 338 с.

12. Руководство к Своду знаний по управлению проектом и стандарт управления проектом (Руководство РМВОК). Седьмое издание. Пенсильвания: PMI, 2021. 370 с.

## ON THE ACCEPTABLE LEVEL OF RISKS IN THE IMPLEMENTATION OF STRATEGIC PLANNING PROGRAMS FOR TECHNOLOGICAL INNOVATIONS IN THE DEVELOPMENT OF SPACE SYSTEMS

© 2024

- B. M. Petrukhin** Candidate of Science (Engineering), Deputy Head of the Center for System Research of Space Activities;  
Central Research Institute for Machine Building, Korolev, Russian Federation;  
[PetrukhinBM@tsniimash.ru](mailto:PetrukhinBM@tsniimash.ru)
- Yu. V. Bychkov** Candidate of Science (Engineering), Leading Researcher at the Center for System Research of Space Activities;  
Central Research Institute for Machine Building, Korolev, Russian Federation;  
[BychkovYV@tsniimash.ru](mailto:BychkovYV@tsniimash.ru)
- A. A. Letyagin** Leading Engineer of the Center for System Research of Space Activities;  
Central Research Institute for Machine Building, Korolev, Russian Federation;  
[LetyaginAA@tsniimash.ru](mailto:LetyaginAA@tsniimash.ru)
- T. V. Fursaeva** Chief Specialist of the Center for System Research of Space Activities;  
Central Research Institute for Machine Building, Korolev, Russian Federation;  
[FursaevaTV@tsniimash.ru](mailto:FursaevaTV@tsniimash.ru)

It is shown that owing to the available incompleteness or inaccuracy of information on the conditions of implementing programs of strategic planning of technological innovations, there is a risk. Management of implementation of the programs is, in fact, management of its risks. A method of determining the admissible level of risk of implementing the programs of space technology development that represents the guaranteed level of the project wastelessness is proposed and can be considered as the criterion of the necessity to take measures to decrease the risks of technological innovations, as well as the criterion of the expediency of continuing (terminating) implementation of the program or its separate components. Calculations of admissible risk level in relation to federal programs of the development of space equipment are given.

*Strategic planning; technology; program; innovations; risk; space technology*

---

**Citation:** Petrukhin B.M., Bychkov Yu.V., Letyagin A.A., Fursaeva T.V. On the acceptable level of risks in the implementation of strategic planning programs for technological innovations in the development of space systems. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 4. P. 89-98. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-89-98

## References

1. RF Federal Law «On strategic planning in the Russian Federation» of 28.06.2014 no. 172-FZ (with amendment of 17.07.2023 no. 28-FZ). (In Russ.)
2. Kisel S.V., Komarchev S.S., Samsonov O.V., Sokolov V.A. Risk assessment model for the implementation of federal target programs for space activities in Russia. *Kosmonavtika i Raketostroenie*. 2021. No. 5 (122). P. 167-180. (In Russ.)
3. RF Federal Law «On space activities» of 20.08.1993 no. 4663-1 (an edition of 22.07.2024) (with amendment and additions, coming into force from 01.09.2024). (In Russ.)
4. RF Federal Law «On the Federal budget for the year 2023 and for the target period of 2024 and 2025» of 05.12.2022 no. 466-FZ.
5. *Federal'nye tselevye programmy Rossii. Federal'naya kosmicheskaya programma Rossii na 2016-2025 gody* [Federal target programs of Russia. Federal Space Program of Russia for the years 2016-2025]. Available at: <https://fcp.economy.gov.ru/cgi-bin/cis/fcp.cgi/Fcp/ViewFcp/View/2023/443>
6. Kisel S.V., Petrukhin B.M., Sokolov V.A. The process model of project participants' motivation to manage the implementation of programs for the development of space technique. *Kosmonavtika i Raketostroenie*. 2019. No. 5 (110). P. 77-89. (In Russ.)
7. Malyshev V.V., Piyavsky S.A. The confident judgment method in the selection of multiple criteria solutions. *Journal of Computer and Systems Sciences International*. 2015. V. 54, Iss. 5. P. 754-764. DOI: 10.1134/S1064230715050093
8. Kisel S.V., Kisilenko V.S., Petrukhin B.M., Sokolov V.A. Methodology for managing the content of the federal target program for the creation of space technology under resource constraints. *Kosmonavtika i Raketostroenie*. 2022. No. 2 (125). P. 125-142. (In Russ.)
9. Blinov A.V., Petrukhin B.M., Razumov D.A. Sistemnyy podkhod pri reshenii problemnykh voprosov upravleniya riskami sozdaniya kosmicheskikh kompleksov. *Tezisy Dokladov XXV Mezhdunarodnoy Nauchnoy Konferentsii «Sistemnyy Analiz, Upravlenie i Navigatsiya» (July, 04-11, 2021, Eupatoria, Krimea)*. Moscow: MAI-Print Publ., 2021. P. 96-98. (In Russ.)
10. Blinov A.V., Komarchev S.S., Sokolov V.A. Consequential and predictive model for assessing the risks of implementing of the program for the creation of space technique. *Kosmonavtika i Raketostroenie*. 2022. No. 2 (125). P. 143-156. (In Russ.)
11. Nagibin S.Ya., Senatorov M.Yu., Sokolov V.A. *Proektnoe upravlenie. Ot teorii k praktike* [Project management. From theory to practice]. Moscow: Ayaks-Press Publ., 2017. 338 p.
12. A Guide to the project management body of knowledge and the standard for project management (PMBOK Guide). Seventh Edition. Pennsylvania: PMI, 2021. 370 p.

## МОДЕЛЬ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ И МЕТАЛЛОПОРОШКОВОЙ КОМПОЗИЦИИ В ПРОЦЕССЕ ПРЯМОГО ЛАЗЕРНОГО ВЫРАЩИВАНИЯ ЗАГОТОВОК ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2024

**А. В. Балякин** старший преподаватель кафедры технологий производства двигателей;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[balaykinav@ssau.ru](mailto:balaykinav@ssau.ru)

Представлена модель для анализа процесса взаимодействия лазерного излучения и металлопорошковой композиции в процессе прямого лазерного выращивания крупногабаритных камер сгорания газотурбинных двигателей. Металлопорошковая композиция подаётся в зону плавления коаксиально с лазерным излучением. Задача состоит в том, чтобы полностью расплавить порошок лазерным излучением до его попадания в ванну расплава на платформе построения. Лазерное излучение поглощается по мере прохождения через газопорошковую струю, его энергия также используется для расплавления платформы построения или предыдущего слоя. Таким образом, для определения параметров технологического режима, обеспечивающего расплавление порошинок, необходимо определить границы параметров, при которых происходит полное расплавление каждой частицы металлопорошковой композиции в газопорошковой струе. Для моделирования теплообмена внутри частицы использовался закон поглощения лазерного излучения Бера – Ламберта с применением метода сосредоточенных параметров. Необходимая энергия для расплавления порошкового материала определялась через энтальпию. Полученное одномерное дифференциальное уравнение приращения энтальпии решено численно методом Эйлера. С помощью разработанной модели определено расстояние от точки начала взаимодействия лазерного луча с металлопорошковой композицией до зоны её полного расплавления, и исследовано влияние скорости газопорошковой струи, мощности лазерного излучения, насыпной плотности металлопорошковой композиции и среднего радиуса порошинок на расстояние до зоны полного расплавления.

*Аддитивное производство; прямое лазерное выращивание; жаропрочный хромоникелевый сплав; закон Бера – Ламберта; энтальпия плавления; теплообмен внутри частиц порошка*

---

**Цитирование:** Балякин А.В. Модель взаимодействия лазерного излучения и металлопорошковой композиции в процессе прямого лазерного выращивания заготовок для деталей газотурбинных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 4. С. 99-111. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-99-111

### Введение

Аддитивное производство (АП) представляет собой современный метод, позволяющий быстро изготавливать сложнопрофильные заготовки, близкие к окончательной форме деталей [1 – 4]. Преимущества изготовления деталей с помощью АП включают: возможность получения геометрически сложных структур; уменьшение количества деталей за счёт снижения необходимости сборки нескольких компонентов; минимизацию последующей механической обработки и отходов материалов. По этим причинам АП получает большее распространение в производстве компонентов для автомобильной, аэрокосмической, медицинской, энергетической промышленности [5 – 6]. Однако, несмотря на указанные преимущества, процесс связан с появлением ряда дефектов, таких как трещины, непролавы, поры, присутствие нерасплавленных частиц порошка в синтезированном материале [7 – 8]. Качество получаемых изделий зависит от многих тех-

нологических параметров процесса, правильный выбор которых является основополагающим фактором для получения необходимых свойств изделия.

Процессы АП из металлического порошкового материала включают в себя широкий спектр методов, в том числе электронно-лучевое сплавление (ЭЛП), прямое лазерное выращивание (ПЛВ) и селективное лазерное плавление (СЛП). Эти методы АП основаны на расплавлении материала, который может представлять собой порошок или проволоку, с использованием интенсивного сфокусированного источника тепла. В этих процессах источники тепла, такие как электронный луч или лазерное излучение, перемещаются по заданной траектории в соответствии с геометрией изготавливаемой детали [9; 10]. Для создания крупных заготовок со сложной геометрией из жаропрочных никелевых сплавов используют метод прямого лазерного выращивания. Этот метод становится всё более популярным в производстве изделий из металлопорошковых композиций (МПК), включая алюминиевые, титановые, жаропрочные сплавы и нержавеющей сталь. Особенно он востребован в производстве газотурбинных двигателей (ГТД), где жаропрочные стали и сплавы используются для создания ключевых элементов двигателей, таких как камеры сгорания, корпуса, кожухи и др. В процессе ПЛВ наиболее предпочтительным является полное расплавление МПК до её попадания на платформу построения или предыдущего слоя. Более того, небольшой перегрев МПК даже лучше. Однако, для определения этого места, а значит, и расстояния между соплом и ванной расплава требуется разработка математической модели определения расстояния от точки начала взаимодействия лазерного луча с МПК до зоны её полного расплавления.

Неполное расплавление МПК может привести к образованию нежелательных дефектов в изготавливаемой заготовке детали, таких как поры, микротрещины или недостаточной металлургической связи между соседними слоями [11; 12]. Это приводит к снижению механических свойств изготавливаемой детали. Для прогнозирования температурного поля и его влияния в процессе АП были проведены различные исследования [13; 14]. Моделирование теплового поля в процессах АП с расплавлением порошкового материала требует больших вычислительных затрат [15; 16]. Для облегчения практического моделирования процессов АП в различных исследованиях изучались различные методы сокращения времени вычислений. Некоторые исследователи использовали метод агломерации, при котором несколько наплавленных слоев объединяются в один расчётный слой [17 – 19]. Другим методом сокращения времени вычислений является метод мгновенного нагрева, при котором к каждому слою прикладывается эквивалентный однородный источник тепла вместо того, чтобы моделировать точное взаимодействие источника тепла с материалом [20 – 22]. Хотя методы агломерации и мгновенного нагрева позволяют снизить вычислительные затраты, эти методы не могут отразить тепловое поведение МПК с высоким пространственным и временным разрешением протекание процесса АП.

В настоящей работе предлагается модель для исследования взаимодействия лазерного излучения и МПК. Модель позволяет определить эффективное расстояние фокусировки лазерного луча и газопорошковой струи и объёмный расход МПК до зоны её полного расплавления. По мере того, как ванна расплава застывает на платформе построения, образуются дорожки или валики. Ширина этих валиков напрямую связана с точностью выращивания заготовки в процессе ПЛВ. Предполагая, что поперечное сечение валика представляет собой полукруг, и зная скорость выращивания, можно определить ширину валика, а значит, и спрогнозировать точность выращиваемой заготовки.

МПК подается коаксиально в зону лазерного излучения, по мере продвижения частиц МПК происходит поглощение лазерной энергии. Порошинки нагреваются, полностью расплавляются, и далее расплав продолжает нагреваться выше температуры плавления. С другой стороны, энергия лазерного луча, проходящего через газопорошковую



струю, ослабевает. Некоторая часть энергии лазерного излучения проходит через газопорошковую струю и расплавляет поверхность подложки, образуя ванну расплава. Порошинки вовлекаются в ванну расплава и по мере удаления лазерного излучения ванна расплава затвердевает, образуя новый слой. Принципиальная схема процесса показана на рис. 1. При этом моделируется две части взаимодействия МПК и лазерного излучения: распространение лазерного излучения в газопорошковой струе и нагрев МПК. Допущения, используемые при моделировании: все лазерные лучи параллельные, т.е. лазерное излучение имеет постоянное сечение, и интенсивность лазерного излучения постоянна в пределах сечения. Кроме того, предполагается, что вся газопорошковая смесь поступает в область наплавки в пределах сечения лазерного излучения.

### Распространение лазерного излучения

Рассмотрим тепловой поток от лазерного излучения, распространяющийся через столб МПК в газопорошковой струе, как показано на рис. 1. Построим диск толщиной  $dx$ . Изменение теплового потока лазерного излучения может быть рассчитано с помощью баланса энергии лазерного излучения следующим образом:

$$Q_{\text{лазер}}(x + dx) = Q_{\text{лазер}}(x) - N dx A_p k_l Q_{\text{лазер}}(x), \quad (1)$$

где  $N$  – насыпная плотность МПК;  $A_p$  – проекционная площадь сферичного порошка;  $k_l$  – коэффициент поглощения лазерного излучения материала МПК;  $Q_{\text{лазер}}(x)$  – тепловой поток лазерного излучения в точке  $x$ , т.е. точке, положение которой соответствует расстоянию до неё от точки начала взаимодействия лазерного луча с МПК.

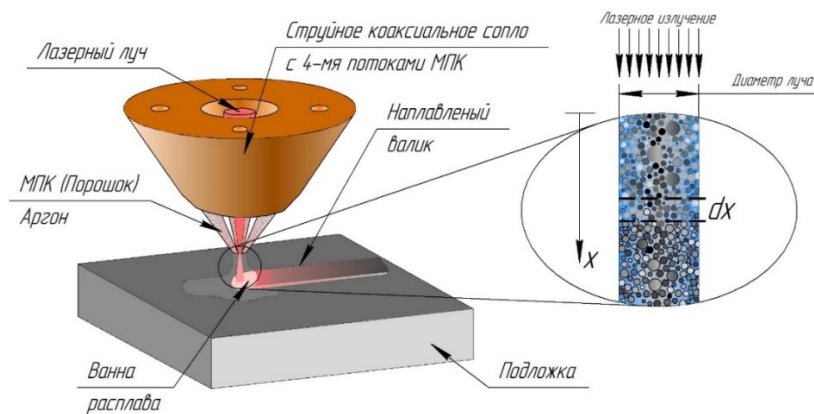


Рис. 1. Схема взаимодействия лазерного излучения с металlopорошковой композицией

Из (1) для бесконечно малых значений  $dx$  можно получить соответствующее дифференциальное уравнение:

$$\frac{dQ_{\text{лазер}}}{dx} = -NA_p k_l Q_{\text{лазер}}(x), \quad (2)$$

решением которого является зависимость, известная как закон Бера – Ламберта:

$$Q_{\text{лазер}}(x) = Q_{\text{лазер}}(0) \text{Exp}[-NA_p k_l x]. \quad (3)$$

### Теплообмен

Рассмотрим теплообмен в МПК при действии на него лазерного излучения. Как отмечают авторы статьи [23] число Био для порошкового материала  $Bi = h L_c / k$ , и обычно очень мало (гораздо меньше 0,1). Здесь  $h$  – коэффициент теплопередачи от порошка к его окружению;  $L_c$  – характерная длина ( $r/3$  для сферы радиусом  $r$ );  $k$  – теплопроводность материала порошка. Если число Био меньше 0,1, то изменения температуры внутри порошинок очень малы. Следовательно, теплообмен можно смоделировать методом сосредоточенных параметров [24]:

$$\rho V v_p \frac{dH}{dx} = k_l \int_A Q_{\text{лазер}}(x) \vec{i} \cdot \vec{n} dA - hA(T - T_{3z}) - \varepsilon \sigma A(T^4 - T_{\text{окр.}}^4), \quad (4)$$

где  $\rho$  – плотность материала МПК;  $C_p$  – теплоёмкость,  $V$  – объёмный расход МПК,  $v_p$  – проекция скорости движения МПК в направлении  $x$ ;  $H$  – энтальпия;  $A$  – площадь проекции поверхности порошинки в направлении  $x$ ;  $\vec{i}$  – единичный вектор в направлении  $x$ ;  $\vec{n}$  – внешняя нормаль к поверхности порошка;  $T$  – температура МПК;  $T_{3z}$  – температура защитного газа;  $\varepsilon$  – коэффициент излучения;  $\sigma$  – постоянная Стефана – Больцмана;  $T_{\text{окр.}}$  – температура окружающей среды.

Уравнение (4) представляет собой энергетический баланс порошка при его падении на подложку. Для сферического порошка:  $V = 4/3 \pi r^3$  и  $A = 4 \pi r^2$ , где  $r$  – радиус частицы порошка (мкм). Заметим, что интеграл от теплового потока лазера приобретает вид  $k_l \pi r^2 Q_{\text{лазер}}$ . Тогда уравнение (4) можно представить в виде:

$$\rho v_p \frac{r_{cp}}{3} \frac{dH}{dx} = \frac{1}{4} k_l \cdot Q_{\text{лазер}}(x) - h(T - T_{3z}) - \varepsilon \sigma (T^4 - T_{\text{окр.}}^4), \quad (5)$$

где  $r_{cp}$  – средний радиус порошинок МПК.

В уравнении (5), называемом формулой энтальпии, имеются две зависимые переменные – энтальпия  $H$  и температура  $T$ . Оно очень удобно для моделирования процесса плавления порошка. Однако его необходимо дополнить уравнением состояния, связывающим энтальпию и температуру и наоборот:

$$H - H_0 = \begin{cases} C_{мс} (T - T_0), & T < T_{пл}, \\ \lambda_{пл} + C_{мс} (T_{пл} - T_0), & T = T_{пл}, \\ C_{ж} (T - T_{пл}) + C_{мс} (T_{пл} - T_0) + \lambda_{пл}, & T > T_{пл}, \end{cases} \quad (6)$$

или

$$T = \begin{cases} \frac{H - H_0}{C_{мс}} + T_0, & H < H_{пл}, \\ T_m, & H_{пл} < H < H_{пл} + \lambda_{пл}, \\ \frac{H - H_{пл} - \lambda_{пл}}{C_{ж}} + T_{пл}, & H > H_{пл} + \lambda_{пл}, \end{cases} \quad (7)$$

где

$$H_{nl} = C_{m6} (T_{nl} - T_3) + H_3. \quad (8)$$

Здесь  $H_3$  – эталонная энтальпия;  $H_{nl}$  – энтальпия плавления;  $T_3$  – эталонная температура;  $T_{nl}$  – температура плавления;  $C_{m6}$  – теплоёмкость твёрдого тела;  $C_{ж}$  – теплоёмкость жидкого расплава;  $\lambda_{nl}$  – удельная теплота плавления.

В итоге уравнение (5) представляет собой нелинейное дифференциальное уравнение первого порядка, с начальным условием на поверхности порошинки:

$$T = \frac{T_i at}{x^2} = 0, \quad (9)$$

где  $at$  – коэффициент температуропроводности. Тогда начальная энтальпия может быть найдена с помощью уравнения (6).

### Численные методы

Математическая модель, описываемая уравнениями (3), (5) – (9), может быть решена численно с использованием метода Эйлера. Конечно-разностная форма уравнения (5) имеет вид:

$$H_n = H_{n-1} + \frac{3\Delta x}{\rho C_p v_p r_{cp}} \left( \frac{k_l}{4} Q_{лазер}(x_{n-1}) - h(T_{n-1} - T_{3z}) - \varepsilon \sigma (T_{n-1}^4 - T_{окр}^4) \right). \quad (10)$$

Подстрочные индексы « $n-1$ » и « $n$ » обозначают соответственно текущий и следующий временные шаги. Уравнения (6) – (8) представляют собой простые алгебраические функции, которые могут быть реализованы в виде функциональных подпрограмм. Численный и аналитический методы были успешно протестированы и показали хорошую сходимость. При выполнении расчётов в данной работе величина  $\Delta x = x_n - x_{n-1}$  составила  $10^{-7}$  м.

### Результаты и обсуждение

В настоящей работе пучок лазерного излучения имел гауссово распределение, длину волны 1070 нм, фокус коллимирующей линзы 200 мм, фокус коллиматора 100 мм. В качестве МПК использовался жаропрочный сплав на никелевой основе ЭП648 (ХН50ВМТЮБ), свойства которого приведены в табл. 1. Технологические параметры процесса ПЛВ приведены в табл. 2. Сплав ЭП648 широко применяется в отечественном двигателестроении для изготовления деталей камер сгорания и корпусов ГТД.

Преимущественный диапазон рассеивания диаметров МПК в пределах  $D_{II} = 73 \dots 200$  мкм, радиус основной фракции МПК составляет 99 мкм, для расчётов принимаем средний радиус  $r_{cp, np.} = 100$  мкм, насыпная плотность МПК составляет  $N = 4,9$  г/см<sup>3</sup>, скорость движения газопорошковой струи  $V_{cmp} = 3,5$  м/с. Мощность лазера составляет 2000 Вт.

Таблица 1. Свойства металлопорошковой композиции жаропрочного сплава ЭП648

Свойство	Символ	Значение
Температура плавления, К	$T_{пл}$	1673,15
Температура кипения, К	$T_{кип}$	1973,15
Плотность материала МПК, кг/м <sup>3</sup>	$\rho$	8747,9
Теплопроводность 25/500/900 °С, Вт/м К	$k$	22/46/60
Теплоёмкость твёрдого тела 100/500/900 °С, Дж/кг К	$C_{тв}$	105/125/140
Теплоёмкость жидкого расплава, Дж/кг К	$C_{ж}$	302,08
Коэффициент поглощения лазерного излучения	$k_{л}$	0,1
Удельная теплота плавления, кДж/кг	$\lambda_{пл}$	303
Эталонная температура, К	$T_э$	200
Эталонная энтальпия, Дж/кг	$H_э$	0
Постоянная Стефана – Больцмана, Вт/м <sup>2</sup> К <sup>4</sup>	$\sigma$	$5,76 \cdot 10^{-8}$

Таблица 2. Параметры процесса выращивания

Параметр	Символ	Значение
Тепловой поток лазера, Вт/м <sup>2</sup>	$Q_{лазер}$	346,6
Насыпная плотность МПК, гр/см <sup>3</sup>	$N$	4,9
Скорость газопорошковой струи МПК, м/с	$V_{стр}$	3,5...5
Средний принятый радиус порошинок в МПК, мм	$r_{ср.пр.}$	0,1
Расстояние перемещения МПК, мм	$S$	11
Радиус струи МПК, мм	$R_{стр}$	1,25
Начальная температура, К	$T_{нач}$	300
Температура защитного газа, К	$T_{зз}$	300
Температура окружающей среды, К	$T_{окр}$	300
Коэффициент теплопередачи, Вт/м <sup>2</sup> К	$h$	50

### Зависимость энтальпии и температуры от расстояния

На рис. 2 показаны зависимости температуры и энтальпии от параметра  $x$  ( $x$  – расстояние от точки начала взаимодействия лазерного луча с МПК до зоны её полного расплавления).

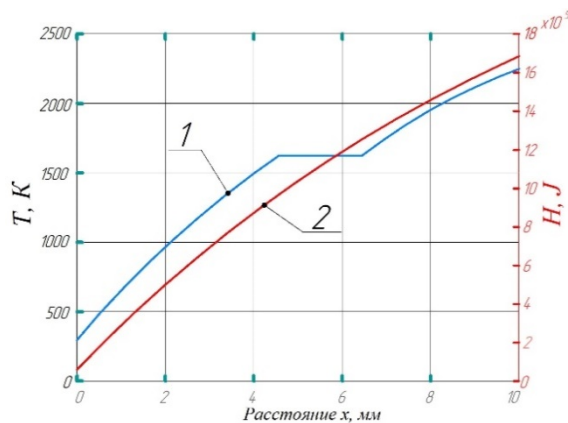


Рис. 2. Зависимости температуры (1) и энтальпии МПК (2) от величины параметра  $x$  при мощности лазера 2000 Вт,  $N = 4,9$  гр/см<sup>3</sup>,  $r_{ср.пр.} = 0,1$  мм и  $V_{стр} = 3,5$  м/с

Как и ожидалось, энтальпия порошка растёт с увеличением параметра  $x$ . Кривая имеет нелинейный характер, что свидетельствует о наличии конвекции лазерного излучения. Из температурной кривой хорошо виден характерный процесс плавления. Порошок начинает расплавляться при  $x = 3,5$  мм и полностью расплавляется при  $x = 4,51$  мм. После этой точки порошок, как и следовало ожидать, продолжает поглощать лазерную энергию, повышая свою температуру.

Для определения технологического режима, обеспечивающего возможность расплавления частиц порошка и определения диапазона параметров технологического режима процесса ПЛВ, при котором происходит полное расплавление каждой частицы МПК в газопорошковой струе с образованием ванны расплава на поверхности заготовки, можно воспользоваться представленной моделью.

### Влияние скорости подачи порошка

Исследовано влияния скорости газопорошковой струи на расстояние до зоны расплавления МПК при следующих параметрах процесса: мощность лазера 2000 Вт, радиус порошка 100 мкм, насыпная плотность МПК 4,9 гр/см<sup>3</sup>. В табл. 3 приведены результаты зависимости расстояния до зоны расплавления МПК и объёмного расхода МПК от скорости газопорошковой струи.

Таблица 3. Расстояние до зоны расплавления металлопорошковой композиции, объёмный расход и ширина валика в зависимости от скорости газопорошковой струи

Скорость газопорошковой струи, м/с	Расстояние до зоны расплавления, мм	Объёмный расход МПК, мм <sup>3</sup> /с	Ширина валика, мм
3,5	2,23	6,25	2,51
4	4,49	12,49	2,63
4,5	7,11	18,74	2,69
5	10,10	24,97	2,71

Из данных табл. 3 видно, что с увеличением скорости газопорошковой струи увеличивается расстояние до зоны его расплавления. Это вполне ожидаемый эффект. Другой переменной является объёмный расход расплавляемой МПК. При попадании МПК в ванну расплава на платформе построения происходит его расплавление. При движении лазерного луча по платформе построения образуется наплавленный валик. Этот валик является базовым параметром процесса ПЛВ. Точность процесса ПЛВ напрямую зависит от объёмного расхода МПК, который, в свою очередь, зависит от скорости наплавления и формы поперечного сечения валика. Площадь поперечного сечения валика представляет собой полукруг, его ширина составляет:

$$W = 2 \sqrt{\frac{V_{\text{расход порошка}} \cdot \pi}{V_{\text{наплавки}}}} \quad (11)$$

Ширина валика напрямую связана с точностью изготавливаемой заготовки. Из табл. 3 видно, что ширина валика увеличивается с ростом скорости газопорошковой струи. Таким образом, точность уменьшается с увеличением скорости движения газопорошковой струи.

### Влияние мощности лазера

Исследовано влияние мощности лазера на расстояние до зоны расплавления порошинок при следующих параметрах процесса: радиус порошинок МПК 100 мкм, скорость газопорошковой струи 3,5 м/с, насыпная плотность МПК 4,9 гр/см<sup>3</sup>. В табл. 4 приведены зависимости расстояния до зоны расплавления МПК от мощности лазера.

Таблица 4. Расстояние до зоны расплавления металлопорошковой композиции, объёмный расход и ширина валика в зависимости от мощности лазера

Мощность лазера, Вт	Расстояние до зоны расплавления, мм	Объёмный расход МПК, мм <sup>3</sup> /с	Ширина валика, мм
1600	7,12	12,5	2,5
1800	4,81	12,5	2,5
2000	4,49	12,5	2,5

С увеличением мощности лазера, как следует из анализа данных табл. 4, расстояние до зоны расплавления уменьшается. Вместе с тем объёмный расход и ширина валика остаются постоянными, т.е. не зависят от мощности лазера.

### **Влияние насыпной плотности МПК**

Параметры процесса: радиус порошинок МПК 100 мкм, скорость газопорошковой струи 3,5 м/с, мощность лазера 2000 Вт. В табл. 5 приведены результаты исследования влияния насыпной плотности МПК на расстояние до зоны расплавления МПК, объёмный расход и ширину валика.

Таблица 5. Расстояние до зоны расплавления металлопорошковой композиции, объёмный расход и ширина валика в зависимости от насыпной плотности металлопорошковой композиции

Насыпная плотность МПК, гр/см <sup>3</sup>	Расстояние до зоны расплавления, мм	Объёмный расход МПК, мм <sup>3</sup> /с	Ширина валика, мм
3,0	4,22	5,01	2,3
4,9	4,49	12,5	2,5
6,0	4,80	19,99	2,7

Из приведённых данных видно, что с ростом насыпной плотности МПК увеличиваются как расстояние до зоны расплавления МПК, так и объёмный расход и ширина валика.

### **Влияние радиуса частиц МПК**

Рассмотрено влияние радиуса порошинок МПК. Заданы следующие параметры процесса: скорость газопорошковой струи 3,5 м/с, мощность лазера 2000 Вт, насыпная плотность МПК 4,9 гр/см<sup>3</sup>. В табл. 6 приведены зависимости расстояния до зоны расплавления МПК, объёмного расхода и ширины валика от радиуса частиц МПК.

Таблица 6. Расстояние до зоны расплавления металлопорошковой композиции, объёмный расход и ширина валика в зависимости от радиуса частиц металлопорошковой композиции

Радиус частиц МПК, мкм	Расстояние до зоны расплавления, мм	Объёмный расход МПК, мм <sup>3</sup> /с	Ширина валика, мм
50	2,78	3,7	2,1
75	4,49	12,5	2,37
100	7,07	29,6	2,51

Данные, представленные в табл. 6, позволяют оценить влияние среднего радиуса частиц МПК на расстояние до зоны расплавления, а также объёмный расход и ширину валика. Видно, что с ростом радиуса частиц МПК наблюдается рост всех характеристик, указанных в табл. 6.

По результатам численного эксперимента, базирующегося на разработанной математической модели, установлены диапазоны рациональных значений технологических параметров процесса ПЛВ для жаропрочного сплава на никелевой основе ЭП648, представленные в табл. 7.

Таблица 7. Диапазоны рациональных значений технологических параметров процесса прямого лазерного выращивания

Мощность, Вт	1800...2000
Скорость, мм/с	23,2...25,8
Расход порошка, г/мин	23...33
Технологическая пауза между слоями, с	30...50

### Заключение

В настоящей статье представлена математическая модель процесса взаимодействия лазерного излучения и МПК в процессе коаксиальной лазерной наплавки. Для моделирования теплообмена внутри частицы использовался закон поглощения лазерного излучения Бера – Ламберта с применением метода сосредоточенных параметров. Полученное дифференциальное уравнение первого порядка приращения энтальпии частицы решалось методом Эйлера. Необходимая энергия лазерного излучения определялась через накопленную частицами порошка энтальпию до момента их полного расплавления. Представлена зависимость энтальпии и температуры от точки начала взаимодействия лазерного луча с МПК до зоны ее полного расплавления. На температурной кривой выявлено расстояние от точки начала взаимодействия лазерного излучения с МПК до зоны, в которой происходит полное расплавление МПК,  $x = 6,5$  мм. Исследовано влияние скорости движения газопорошковой струи, мощности лазера, насыпной плотности МПК и радиуса частиц МПК на расстояние до зоны расплавления МПК, объёмный расход и ширину валика. Установлено, что увеличение скорости газопорошковой струи от 3,5 до 5 м/с приводит к увеличению ширины получаемого валика от 2,51 до 2,71 мм; увеличение мощности лазера от 1600 до 2000 Вт приводит к уменьшению расстояния, необходимого для расплавления порошинок МПК, от 7,12 до 4,81 мм. Полученные результаты полезны для определения условий работы в процессе создания технологического процесса изготовления заготовок ГТД путём прямого лазерного выращивания.

Исследование проводилось в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (тема № FSSS-2024-0018).

### Библиографический список

1. Gibson I., Rosen D., Stucker B. Additive manufacturing technologies: 3Dprinting, rapid prototyping, and direct digital manufacturing, second edition. New York: Springer, 2015. 498 p. DOI: 10.1007/978-1-4939-2113-3
2. Алексеев В.В., Бобров А.Н., Калугин К.С. Исследование комплексных прочностных характеристик моделей газовых турбин, изготовленных аддитивными методами // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26, № 2. С. 43-50.
3. Смелов В.Г., Кокарева В.В., Чупин П.В., Дмитриев Д.Н. Проектирование технологического процесса селективного лазерного сплавления жаропрочного сплава для изготовления горелочного устройства // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30, № 1. С. 131-141. DOI: 10.34759/vst-2023-1-131-141
4. Балякин А.В., Олейник М.А., Злобин Е.П., Скуратов Д.Л. Обзор гибридного аддитивного производства металлических деталей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 2. С. 48-64. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-2-48-64
5. Смуров И.Ю., Конов С.Г., Котобан Д.В. О внедрении аддитивных технологий и производства в отечественную промышленность // Новости материаловедения. Наука и техника. 2015. № 2 (14). С. 11-22.

6. Кравчук А.Д., Маряхин А.Д., Потапов А.А., Панченко В.Я., Комлев В.С., Новиков М.М., Охлопков В.А., Дувидзон В.Г., Латышев Я.А., Челушкин Д.М., Чобулов С.А., Александров А.П., Шкарубо А.Н. Применение аддитивных технологий в нейрохирургии // *Материалы V Международной конференции «Аддитивные технологии: настоящее и будущее»* (22 марта 2019 г., Москва). М.: ВИАМ, 2019. С. 253-274.

7. Куликов М.Ю., Ларионов М.А., Гусев Д.В., Шевчук Е.О. Улучшение шероховатости поверхностей деталей из полимерных материалов, полученных с помощью аддитивных технологий // *Вестник Брянского государственного технического университета*. 2021. № 7 (104). С. 12-18. DOI: 10.30987/1999-8775-2021-7-12-18

8. Белов П.С. Влияние параметров постобработки на шероховатость поверхности изделий, получаемых методами аддитивных технологий // *Вестник МГТУ «Станкин»*. 2019. № 1 (48). С. 57-61.

9. Земляков Е.В., Туоминен Я., Поздеева Е.Ю., Туричин Г.А., Комарова Е.А. Формирование поверхностных слоёв при лазерной наплавке с использованием мощных волоконных лазеров // *Научно-технические ведомости Санкт-Петербургского государственного политехнического университета*. 2013. № 1 (166). С. 231-236.

10. Ольшанская Т.В., Саломатова Е.С. Обзор современных способов управления электронным лучом при электронно-лучевой сварке // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Машиностроение, материаловедение*. 2016. Т. 18, № 4. С. 169-187. DOI: 10.15593/2224-9877/2016.4.13

11. Балякин А.В. Процесс прямого лазерного выращивания жаропрочного сплава: влияние мощности и термической обработки на микроструктуру и механические характеристики // *Вестник Сибирского государственного индустриального университета*. 2023. № 4 (46). С. 64-78. DOI 10.57070/2304-4497-2023-4(46)-64-78

12. Максимов П.В., Сметанников О.Ю. Численное моделирование остаточных напряжений в авиационных деталях, произведённых методами аддитивного послойного синтеза // *Материалы XXI Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСПИС'2019)* (24-31 мая 2019 г., Алушта). М.: МАИ, 2019. С. 299-301.

13. Toyserkani E., Khajepour A., Corbin S. 3-D finite element modeling of laser cladding by powder injection: effects of laser pulse shaping on the process // *Optics and Lasers in Engineering*. 2004. V. 41, Iss. 6. P. 849-867. DOI: 10.1016/S0143-8166(03)00063-0

14. Vastola G., Zhang G., Pei Q.X., Zhang Y.-W. Controlling of residual stress in additive manufacturing of Ti6Al4V by finite element modeling // *Additive Manufacturing*. 2016. V. 12, Part B. P. 231-239. DOI: 10.1016/J.ADDMA.2016.05.010

15. Cao X., Ayalew B. Control-oriented MIMO modeling of laser-aided powder deposition processes // *Proceedings of the American Control Conference* (July, 01-03, 2015, Chicago, IL, USA). 2015. P. 3637-3642. DOI: 10.1109/ACC.2015.7171895

16. Hoadley A.F.A., Rappaz M. A thermal model of laser cladding by powder injection // *Metallurgical Transactions B*. 1992. V. 23. P. 631-642. DOI: 10.1007/BF02649723

17. Ganeriwala R.K., Strantz M., King W.E., Clausen B., Phan T.Q., Levine L.E., Brown D.W., Hodge N.E. Evaluation of a thermomechanical model for prediction of residual stress during laser powder bed fusion of Ti-6Al-4V // *Additive Manufacturing*. 2019. V. 27. P. 489-502. DOI: 10.1016/j.addma.2019.03.034

18. Hodge N.E., Ferencz R.M., Vignes R.M. Experimental comparison of residual stresses for a thermomechanical model for the simulation of selective laser melting // *Additive Manufacturing*. 2016. V. 12, Part B. P. 159-168. DOI: 10.1016/j.addma.2016.05.011

19. Lu X., Lin X., Chiumenti M., Cervera M., Hu Y., Ji X., Ma L., Yang H., Huang W. Residual stress and distortion of rectangular and S-shaped Ti-6Al-4V parts by directed energy



deposition: Modelling and experimental calibration // Additive Manufacturing. 2019. V. 26. P. 166-179. DOI: 10.1016/j.addma.2019.02.001

20. Костенков С.Н., Харанжевский Е.В., Кривилев М.Д. Метод определения характеристик взаимодействия лазерного излучения с нанокompозитными порошковыми материалами // Физика металлов и металловедение. 2012. Т. 113, № 1. С. 98-103.

21. Сычев А.Е., Вадченко С.Г., Боярченко О.Д., Vrel D., Сачкова Н.В. Особенности взаимодействия интерметаллидов на основе Ti-Al, Ni-Al с металлическими подложками Ti и Ni в режиме самораспространяющегося высокотемпературного синтеза // Перспективные материалы. 2012. № 2. С. 15-20.

22. Qi H., Mazumder J., Ki H. Numerical simulation of heat transfer and fluid flow in coaxial laser cladding process for direct metal deposition // Journal of Applied Physics. 2006. V. 100, Iss. 2. DOI: 10.1063/1.2209807

23. Liu Ch.-Y., Lin J. Thermal processes of a powder particle in coaxial laser cladding // Optics and Laser Technology. 2003. V. 35, Iss. 2. P. 81-86. DOI: 10.1016/S0030-3992(02)00145-7

24. Bergman T.L., Lavine A.S., Incropera F.P., DeWitt D.P. Fundamentals of heat and mass transfer. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, 2011. 1080 p.

## MODEL OF INTERACTION BETWEEN LASER RADIATION AND METAL POWDER COMPOSITION DURING DIRECT LASER GROWTH

© 2024

**A. V. Balyakin** Senior Lecturer of the Department of Engine Production Technology;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[balaykinav@ssau.ru](mailto:balaykinav@ssau.ru)

This paper presents a model for analyzing the interaction of laser radiation and a metal-powder composition in the process of direct laser growing of large-sized combustion chambers of gas turbine engines. The metal-powder composition is fed into the melting zone coaxially with laser radiation; the task is to completely melt the powder with laser radiation before it enters the melt bath on the construction platform. The laser radiation is absorbed as it passes through the gas-powder jet, and its energy is also used to melt the construction platform or the previous layer. Thus, in order to determine the parameters of the operating conditions that provide the possibility of melting powder particles, it is necessary to determine the boundaries of the parameters at which each particle of the metal-powder composition completely melts in a gas-powder jet. To simulate heat transfer inside a particle, the Beer – Lambert laser radiation absorption law was used using the lumped parameter approach. The required energy for melting the powder material was determined through enthalpy. The resulting one-dimensional differential equation of enthalpy increment is solved numerically by the Euler method. Using this model, the distance from the point of origin of the interaction of the laser beam with a metal-powder composition to the zone of its complete melting was determined and the effect of the velocity of the gas-powder jet, the power of laser radiation, the bulk density of the metal-powder composition and the average radius of the powder particles on the distance to the zone of complete melting was studied.

*Additive manufacturing; direct laser growth; heat-resistant chromium-nickel alloy; Beer – Lambert law; enthalpy of fusion; heat transfer within powder*

---

**Citation:** Balyakin A.V. Model of interaction between laser radiation and metal powder composition during direct laser growth. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 4. P. 99-111.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-99-111

## References

1. Gibson I., Rosen D., Stucker B. Additive manufacturing technologies: 3Dprinting, rapid prototyping, and direct digital manufacturing, second edition. New York: Springer, 2015. 498 p. DOI: 10.1007/978-1-4939-2113-3
2. Alekseev V.V., Bobrov A.N., Kalugin K.S. Study of complex strength characteristics of gas turbine models fabricated by additive methods. *Vestnik Moskovskogo Aviatsionnogo Instituta*. 2019. V. 26, no. 2. P. 43-50. (In Russ.)
3. Smelov V.G., Kokareva V.V., Chupin P.V., Dmitriev D.N. Technological process design for selective laser fusion of a heat-resistant alloy for the burner device manufacturing. *Vestnik Moskovskogo Aviatsionnogo Instituta*. 2023. V. 30, no. 1. P. 131-141. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2023-1-131-141
4. Balyakin A.V., Oleynik M.A., Zlobin E.P., Skuratov D.L. A review of hybrid additive manufacturing of metal parts. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 2. P. 48-64. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-2-48-64
5. Smurov I.Yu., Konov S.G., Kotoban D.V. On the implementation of additive technologies and manufacturing into the Russian industry. *Novosti Materialovedeniya. Nauka i Tekhnika*. 2015. No. 2 (14). P. 11-22. (In Russ.)
6. Kravchuk A.D., Maryakhin A.D., Potapov A.A., Panchenko V.Ya., Komlev V.S., Novikov M.M., Okhlopkov V.A., Duvidzon V.G., Latyshev Ya.A., Chelushkin D.M., Chobulov S.A., Aleksandrov A.P., Shkarubo A.N. Primenenie additivnykh tekhnologiy v neyrokhirurgii. *Materialy V Mezhdunarodnoy Konferentsii «Additivnye Tekhnologii: Nastoyashchee i Budushchee» (March, 22, 2019, Moscow)*. Moscow: VIAM Publ., 2019. P. 253-274. (In Russ.)
7. Larionov M.A., Gusev D.V., Shevchuk E.O. Surface roughness improvement of parts made of polymeric materials obtained by means of additive technologies. *Bulletin of Bryansk State Technical University*. 2021. No. 7 (104). P. 12-18. (In Russ.). DOI: 10.30987/1999-8775-2021-7-12-18
8. Belov P.S. Influence of post-processing parameters on the surface roughness of products obtained by additive technologies. *Vestnik MSTU «Stankin»*. 2019. No. 1 (48). P. 57-61. (In Russ.)
9. Zemlyakov E.V., Tuominen J., Pozdeeva E.Yu., Turichin G.A., Komarova E.A. Formation of surface layers during laser cladding using a powerful fiber laser. *St. Petersburg State Polytechnical University Journal*. 2013. No. 1 (166). P. 231-236. (In Russ.)
10. Olshanskaya T. V., Salomatova E. S. Review of modern methods of management of the electron beam when the electron-beam welding. *Bulletin PNRPU. Mechanical Engineering, Materials Science*. 2016. V. 18, no. 4. P. 169-187. (In Russ.). DOI: 10.15593/2224-9877/2016.4.13
11. Balyakin A.V. Process of direct laser growth of heat-resistant alloy: influence of power and heat treatment on microstructure and mechanical characteristics. *Bulletin of the Siberian State Industrial University*. 2023. No. 4 (46). P. 64-78. (In Russ.). DOI: 10.57070/2304-4497-2023-4(46)-64-78
12. Maksimov P.V., Smetannikov O.Yu. Chislennoe modelirovanie ostatochnykh napryazheniy v aviatsionnykh detalyakh, proizvedennykh metodami additivnogo posloynnogo sinteza. *Proceedings of the XXI International Conference on Computational Mechanics and Modern Applied Software Systems (CMMASS'2019) (May, 24-31, 2019, Alushta, Crimea)*. Moscow: MAI Publ., 2019. P. 299-301. (In Russ.)
13. Toyserkani E., Khajepour A., Corbin S. 3-D finite element modeling of laser cladding by powder injection: effects of laser pulse shaping on the process. *Optics and Lasers in Engineering*. 2004. V. 41, Iss. 6. P. 849-867. DOI: 10.1016/S0143-8166(03)00063-0

14. Vastola G., Zhang G., Pei Q.X., Zhang Y.-W. Controlling of residual stress in additive manufacturing of Ti6Al4V by finite element modeling. *Additive Manufacturing*. 2016. V. 12, Part B. P. 231-239. DOI: 10.1016/J.ADDMA.2016.05.010
15. Cao X., Ayalew B. Control-oriented MIMO modeling of laser-aided powder deposition processes. *Proceedings of the American Control Conference (July, 01-03, 2015, Chicago, IL, USA)*. 2015. P. 3637-3642. DOI: 10.1109/ACC.2015.7171895
16. Hoadley A.F.A., Rappaz M. A thermal model of laser cladding by powder injection. *Metallurgical Transactions B*. 1992. V. 23. P. 631-642. DOI: 10.1007/BF02649723
17. Ganeriwala R.K., Strantza M., King W.E., Clausen B., Phan T.Q., Levine L.E., Brown D.W., Hodge N.E. Evaluation of a thermomechanical model for prediction of residual stress during laser powder bed fusion of Ti-6Al-4V. *Additive Manufacturing*. 2019. V. 27. P. 489-502. DOI: 10.1016/j.addma.2019.03.034
18. Hodge N.E., Ferencz R.M., Vignes R.M. Experimental comparison of residual stresses for a thermomechanical model for the simulation of selective laser melting. *Additive Manufacturing*. 2016. V. 12, Part B. P. 159-168. DOI: 10.1016/j.addma.2016.05.011
19. Lu X., Lin X., Chiumenti M., Cervera M., Hu Y., Ji X., Ma L., Yang H., Huang W. Residual stress and distortion of rectangular and S-shaped Ti-6Al-4V parts by directed energy deposition: Modelling and experimental calibration. *Additive Manufacturing*. 2019. V. 26. P. 166-179. DOI: 10.1016/j.addma.2019.02.001
20. Kostenkov S.N., Kharanzhevskii E.V., Krivilev M.D. Determination of characteristics of laser radiation interaction with nanocomposite powder materials. *Physics of Metals and Metallography*. 2012. V. 113, Iss. 1. P. 93-97. DOI: 10.1134/S0031918X12010061
21. Sytshev A.E., Vadchenko S.G., Boyarchenko O.D., Vrel D., Sachkova N.N. SHS joining of Ti-Al and Ni-Al intermetallics to mechanoactivated Ti and Ni substrates. *Perspektivnye Materialy*. 2012. No. 2. P. 15-20. (In Russ.)
22. Qi H., Mazumder J., Ki H. Numerical simulation of heat transfer and fluid flow in coaxial laser cladding process for direct metal deposition. *Journal of Applied Physics*. 2006. V. 100, Iss. 2. DOI: 10.1063/1.2209807
23. Liu Ch.-Y., Lin J. Thermal processes of a powder particle in coaxial laser cladding. *Optics and Laser Technology*. 2003. V. 35, Iss. 2. P. 81-86. DOI: 10.1016/S0030-3992(02)00145-7
24. Bergman T.L., Lavine A.S., Incropera F.P., DeWitt D.P. Fundamentals of heat and mass transfer. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, 2011. 1080 p.

## МОДЕЛЬ ДИНАМИКИ ЛЕПЕСТКОВОГО КЛАПАНА В НЕСТАЦИОНАРНОМ ПОТОКЕ, АЛГОРИТМ И ВАЛИДАЦИЯ НА ОДНОЦИКЛОВОЙ УСТАНОВКЕ

© 2024

**Р. Д. Еникеев** доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой двигателей внутреннего сгорания;  
Уфимский университет науки и технологий;  
[rust\\_en@mail.ru](mailto:rust_en@mail.ru)

**А. А. Черноусов** кандидат технических наук, доцент кафедры двигателей внутреннего сгорания;  
Уфимский университет науки и технологий;  
[andrei.chernousov@mail.ru](mailto:andrei.chernousov@mail.ru)

Представлены результаты исследования прикладной модели нестационарного потока через узел лепесткового клапана двухтактного поршневого двигателя. Основная цель заключалась в создании и проверке модели на основе расчётной схемы обратного клапана в программном пакете ALLBEA. Кратко обсуждаются принципы моделирования динамики запорного элемента в сопряжении с одномерной моделью газовой динамики, а также алгоритмизация вычислений для их внедрения в пакет. Рассмотрен подход к идентификации модели клапана и предложен метод коррекции коэффициентов модели. Для идентификации и проверки модели использовались данные, полученные с одноцикловой экспериментальной установки, в которой было организовано течение с волнами конечной амплитуды в трубопроводе с лепестковым клапаном. Проведённое исследование вносит вклад в анализ и оптимизацию процессов в трубопроводах, насосах и двигателях, способствует развитию прикладных моделей, программных средств и методик расчётов в указанных областях.

*Поршневой двигатель; лепестковый клапан; обратный клапан; нестационарный поток; трубопровод; идентификация; валидация; одноцикловая установка*

---

**Цитирование:** Еникеев Р.Д., Черноусов А.А. Модель динамики лепесткового клапана в нестационарном потоке, алгоритм и валидация на одноцикловой установке // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 4. С. 112-124. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-112-124

### Актуальность темы исследования

Отечественные авиационные поршневые двигатели (АПД) для пилотируемых и беспилотных систем необходимо доводить до высоких удельных и экономических показателей. Применяемые подсистемы газообмена отрабатывают в ходе расчётно-экспериментальных работ, но расчётные инструменты часто не обеспечивают точности ввиду упрощённости представления процессов моделью в ряде аспектов.

Исследование было нацелено на адекватное моделирование работы лепестковых клапанов (ЛК) на впуске форсированных двухтактных АПД по 1D моделям. Тема актуальна в силу того, что нужны модели, алгоритмы вычислений и методики расчётов, встроенные в отечественное прикладное программное обеспечение (ПО); результатом станет уточнение проектировочных расчётов двигателей.

В современных исследованиях численный анализ процессов в лепестковых клапанах, как правило, выполняют по сопряжённым 3D моделям, решая пространственные задачи нестационарной аэроупругости в детализированной постановке. Однако для оперативной интерпретации результатов измерений показателей двигателей на стендах и для выработки рекомендаций по доводке применимы лишь сопряжённые 1D модели динамики и газодинамики.

Ставя задачи реализовать практичные модели ЛК в отечественном ПО с целью повысить точность оперативных расчётов двухтактных АПД, важно исследовать модели динамики ЛК, начиная с моделей на основе несложных расчётных схем. Так, актуально изучить предельные возможности динамической модели ЛК, описывающей движение запорного элемента в рамках расчётной схемы обратного клапана с одной степенью свободы и с учётом наличия двух ограничителей перемещения.

Поскольку такие модели динамики ЛК выражаются жёсткими системами обыкновенных дифференциальных уравнений (ОДУ), требуют внимания эффективность и устойчивость алгоритмов их решения и сопряжения с алгоритмами 1D расчёта рабочего процесса. Поэтому в настоящей работе был опробован высокоточный и практичный метод решения жёстких систем ОДУ динамики обратного клапана.

Актуальны также методы калибровки («настройки») коэффициентов таких моделей, и подобный метод также был реализован и опробован в данной работе.

Разработка модели динамики ЛК, сопряжённой с 1D моделью процессов нестационарной газовой динамики, реализация модели ЛК методами решения жёстких ОДУ, выработка методики калибровки модели ЛК и проверка адекватности единой мультифизической модели – задачи, которые были поставлены и решены в ходе данного исследования.

### **Постановка задачи и подходы**

В настоящей работе была исследована возможность адекватно смоделировать в 1D нестационарное течение воздуха через блок лепестковых клапанов от двухтактного поршневого двигателя внутреннего сгорания (ДВС). Для этого были разработаны и реализованы программно: модель ЛК, алгоритм решения её уравнений, методика настройки коэффициентов модели, выполнено сравнение численных решений задачи с данными измерений на одноцикловой установке с трубопроводом.

Принятые подходы характеризуют следующие особенности этапов исследования:

1. Разработанная модель динамики ЛК имеет в основе простую расчётную схему обратного клапана с запорным элементом с одной степенью свободы и ограничением перемещения. Модель выражена жёсткой системой ОДУ и допускает сопряжение с одномерной нестационарной газодинамической моделью течения в трубопроводе (см. ниже разд. «Модель динамики лепесткового клапана»).

2. Реализованный в программном модуле алгоритм решения ОДУ модели динамики представляет собой неявный двухстадийный метод Рунге – Кутты с уточнением на стадиях значений зависимых переменных по методу простой итерации. Численные расчёты по этой модели, сопряжённой с газодинамической моделью течения в трубопроводе, обеспечивались путём динамической компоновки с расчётной программой пакета ALLBEA. В ней отсутствовала встроенная «динамическая» модель ЛК, но была возможность загрузить программный модуль с исследуемой моделью поступательного движения элемента системы (см. ниже разд. «Алгоритмы вычислений» и «Программная реализация»).

3. Применённая методика идентификации модели динамики ЛК основана на измерениях собственной частоты колебаний лепестков, их прогиба и соответствующего усилия, а также измерениях расхода при статической продувке (см. ниже разд. «Идентификация модели»).

4. Дополнительная калибровка (настройка) коэффициентов в субмоделях ЛК реализована путём автоматической оптимизации параметров модели по критерию соответствия данным измерений на одноцикловой установке (см. ниже разд. «Калибровка модели»).

5. Выполненное сравнение численных результатов по калиброванной модели с данными измерений, полученными на одноцикловой экспериментальной установке с генератором волн конечной амплитуды в трубопроводе, можно интерпретировать как валидацию модели (шире: всей методики моделирования); такая валидация желательна на завершающем этапе подготовки данных к расчётам с моделью ЛК в составе единой модели рабочего процесса АПД.

### Экспериментальная установка и порядок измерений

Измерения быстропеременного давления в сечении трубы выполнены на одноцикловой установке [1], общий вид которой показан на рис. 1.



*Рис. 1. Общий вид установки*

*(справа: канал с узлом лепестковых клапанов на фото, сделанных в разное время)*

В состав установки входит генератор волн, состоящий из ёмкости объёмом  $V = 748,2 \text{ см}^3$  и механизма, кратковременно сообщающего ёмкость с трубопроводом посредством клапана. Генератор волн был соединён с трубопроводом в двух вариантах исполнения: в первом варианте – набранным из участков труб с примерно одинаковым диаметром  $d_1 = 24,2 \text{ мм}$  и суммарной длиной  $l_1 = 5185 \text{ мм}$ , с плавным входом, выполненным по лемнискату Бернулли (рис. 2, а). Во втором варианте вместо неё был установлен канал с плавным профилем длиной  $l_2 = 215 \text{ мм}$  с вмонтированным узлом лепестковых клапанов на конце (рис. 2, б). Расстояние от генератора волн до датчика давления было в обоих случаях  $l_{p1} = 510 \text{ мм}$ .

Атмосферное давление в лаборатории  $p_0 = 102,33 \text{ кПа}$ , температура  $t_0 = 26,0^\circ\text{C}$  и  $26,8^\circ\text{C}$  соответственно для процессов в трубопроводах, изображённых на рис. 2.

Исходная волна в трубопроводе – волна разрежения длиной около 2,5 метров и амплитудой примерно минус  $0,4 \text{ кг/см}^2$ .

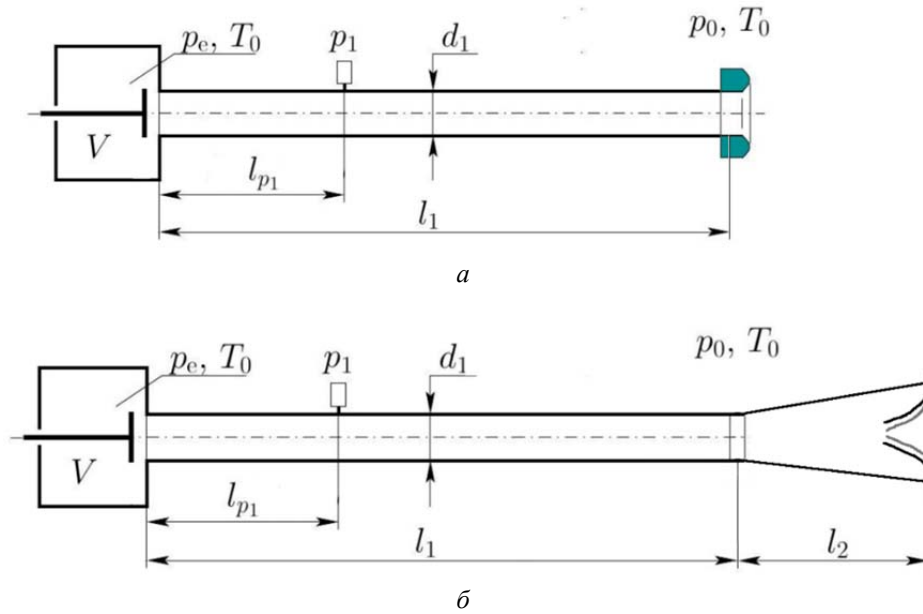


Рис. 2. Трубопровод:  
 а – без лепесткового клапана («контрольный»); б – с лепестковым клапаном

Система измерений – электронная, содержащая высокочастотный усилитель-преобразователь, малоинерционный датчик статического давления на стенке сечения трубы, кабели, аналого-цифровой преобразователь и персональную ЭВМ с управляющей программой. Тарировка производится по манометру и вакуумметру (шкала на 1 кг/см<sup>2</sup>, класс точности 0,4).

### Модель динамики лепесткового клапана

Для описания динамики ЛК разработана модель на основе расчётной схемы обратного клапана. Модель описывает поступательное движение запорного элемента с одной степенью свободы и ограничением перемещения. Она основана на упрощённой схеме с поступательным движением приведённой массы, показанной на рис. 3.

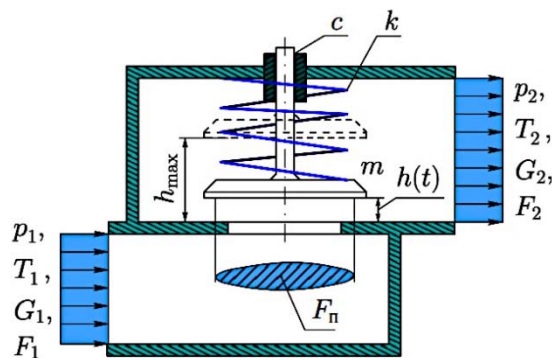


Рис. 3. Расчётная схема обратного клапана  
 для описания динамики лепестковых клапанов

Обозначения на схеме на рис. 3:  $p$  и  $T$  – давление и температура;  $G$  – массовый расход;  $F$  – площадь сечения (если сечение относится к каналу, а не к ёмкости);  $F_n$  – площадь действия разности давлений.

Движение приведённой массы под действием силы разности давлений газов, упругих сил и сил демпфирования в расчётной схеме на рис. 3 описано системой дифференциальных уравнений:

$$\frac{dh}{dt} = v_h, \quad \frac{dmv_h}{dt} = P_r + P_{np} + P_{np1} + P_{np2} + P_d + P_{d1} + P_{d2},$$

где  $m$  – приведённая масса,  $h$  и  $v_h$  – координата и скорость запорного элемента клапана. Силы в правой части уравнения движения учтены описанными ниже субмоделями.

Сила разности давлений газов (при течении в направлении, показанном на рис. 3):

$$P_r = (p_1 - p_2) F_n.$$

Линейно упругая сила (как для пружины сжатия с нулевым усилием при  $h_{min} \geq 0$  и коэффициентом жёсткости  $k$ ):

$$P_{np} = \begin{cases} -k(h - h_{min}), & \text{если } h_{min} \leq h \leq h_{max}, \\ 0, & \text{в противном случае,} \end{cases}$$

и аналогичными субмоделями определены фиктивные силы, задающие не абсолютно жёсткие ограничения «сверху» и «снизу» для  $h$ :

$$P_{np1} = \begin{cases} -k_1(h - h_{min}), & \text{если } h < h_{min}, \\ 0, & \text{если } h \geq h_{min}, \end{cases} \quad P_{np2} = \begin{cases} -k_2(h_{max} - h), & \text{если } h > h_{max}, \\ 0, & \text{если } h \leq h_{max}, \end{cases}$$

где  $k_1 \gg k$  и  $k_2 \gg k$  – коэффициенты жёсткости.

В работе расчёты выполнены при  $k_1/k = k_2/k = 40$ .

Силы демпфирования, вносящие диссипацию в модель динамики ЛК:

$$P_d = \begin{cases} -cv_h, & \text{если } h_{min} \leq h \leq h_{max}, \\ 0, & \text{в противном случае,} \end{cases}$$

$$P_{d1} = \begin{cases} -c_1v_h, & \text{если } h < h_{min}, \\ 0, & \text{если } h \geq h_{min}, \end{cases} \quad P_{d2} = \begin{cases} -c_2v_h, & \text{если } h > h_{max}, \\ 0, & \text{если } h \leq h_{max}, \end{cases}$$

где коэффициенты демпфирования выражены через заданный коэффициент затухания:

$$c/(2\sqrt{km}) = c_1/(2\sqrt{k_1m}) = c_2/(2\sqrt{k_2m}) = \zeta = 0,3.$$

Таким образом, модель динамики ЛК выражена жёсткой системой ОДУ 1-го порядка, векторная форма записи которой



$$\frac{d\mathbf{U}}{dt} = \mathbf{S},$$

где  $\mathbf{U}$  – вектор консервативных зависимых переменных;  $\mathbf{S} = \mathbf{S}(\mathbf{p}, t)$  – вектор правых частей;  $\mathbf{p}$  – вектор «первичных» зависимых переменных, и где также определено взаимно однозначное соответствие  $\mathbf{F}(\mathbf{p}, \mathbf{U}) = 0$ , или же явного вида зависимостями:  $\mathbf{U} = \mathbf{U}(\mathbf{p})$  и  $\mathbf{p} = \mathbf{p}(\mathbf{U})$ .

Описанная модель допускает сопряжение с 1D газодинамической моделью нестационарного течения в трубопроводе – через субмодель расхода газа  $G$  (т. е., потока массы) и потоков других сохраняющихся величин через ЛК.

В наших расчётах применена классическая модель действительного расхода при адиабатном течении смеси газов через ЛК. В этой модели расход  $G = G_2 = G_1$  связан с рядом определяющих параметров. В приближении модели идеального газа с удельной газовой постоянной  $R$  и постоянным же отношением теплоёмкостей  $\gamma$ :

$$G = G(p_1^*, T_1^*, p_2, \gamma, R, \dots) = C_d G_{\text{теор}},$$

где  $p_1^*$  и  $T_1^*$  – полные давление и температура;  $C_d$  – коэффициент расхода;  $G_{\text{теор}}$  определяется по теории изэнтропического расширения такого газа в сужающемся сопле с сечением  $F_c$  на срезе:

$$G_{\text{теор}} = F_c \frac{p_1^*}{\sqrt{T_1^*}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} f(\bar{p}_2, \gamma),$$

с учётом критического режима течения:

$$f = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left( \pi_c^\gamma - \pi_c^\gamma \right)}, \text{ где } \pi_c = \max \left[ \bar{p}_2, (\bar{p}_2)_{\text{кр}} = \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right],$$

где  $\bar{p}_2 = p_2/p_1^*$  – отношение определяющих давлений (параметр режима).

В наших расчётах модель была замкнута постоянным коэффициентом расхода:  $C_d = (C_d)_0$  и субмоделью номинального проходного сечения:  $F_c = \Pi_c h$ , где  $\Pi_c$  – номинальный суммарный периметр отверстий в блоке ЛК.

Применима описанная модель течения через ЛК, строго говоря, для режимов, автомодельных по числу Рейнольдса и при небольших отношениях давлений на клапане. Также в ней есть допущение, что среда – смесь идеальных газов с теплоёмкостями, локально не зависящими от температуры. Эти предположения выполняются для условий течения в экспериментальной установке.

В [2; 3] приведена система уравнений 1D модели, для которой модель ЛК выступает субмоделью.

### Алгоритмы вычислений

Алгоритм расчёта нестационарного течения в канале по 1D модели описан в [3]. Там же приведены сведения о вычислении потоков на границах ячеек в алгоритме, в который включены процедуры расчёта распада разрыва на границах (таких, как клапаны и другие скачки сечения трубопровода).

Алгоритм расчёта по жёстким ОДУ приведённой выше модели динамики ЛК реализован на языке C во внешнем модуле, подключаемом к решателю пакета ALLBEA [2]. Основа алгоритма решения этой системы ОДУ – двухстадийный (ограничение глобального алгоритма решателя) полностью неявный метод Рунге – Кутты. Выбор неявного метода обусловлен стремлением сохранить шаг по времени достаточно большим (обычно расчёты процессов в одноцикловой установке [3] выполняют с шагом в  $10^{-5}$  с).

На первой (предварительной) стадии метода:

$$t^{(1)} = t^n + \Delta t, \quad (\mathbf{U}^{(1)})^{(i+1)} = \mathbf{U}^n + \Delta t \mathbf{S} \left[ (\mathbf{p}^{(1)})^{(i)}, t^{(1)} \right], \quad (\mathbf{p}^{(1)})^{(i+1)} = \mathbf{p} \left[ (\mathbf{U}^{(1)})^{(i+1)} \right],$$

где  $i = 1, \dots$  – номер уточняющей итерации на стадии. В качестве первого приближения берётся

$$(\mathbf{U}^{(1)})^{(1)} = \mathbf{U}^n + \Delta t \mathbf{S}(\mathbf{p}^n, t^n).$$

На второй (окончательной) стадии метода:

$$t^{n+1} = t^{(1)}, \quad (\mathbf{U}^{n+1})^{(i+1)} = 0,5 \mathbf{U}^n + 0,5 \mathbf{U}^{(1)} + 0,5 \Delta t \mathbf{S} \left[ (\mathbf{p}^{n+1})^{(i)}, t^{n+1} \right], \quad (\mathbf{p}^{n+1})^{(i+1)} = \mathbf{p} \left[ (\mathbf{U}^{n+1})^{(i+1)} \right],$$

где за первое приближение берётся

$$(\mathbf{U}^{n+1})^{(1)} = \mathbf{U}^{(1)}.$$

Итерационное уточнение зависимых переменных на обеих стадиях метода было успешно реализовано по методу простой итерации. Этот метод оказался подходящим для поставленной задачи; альтернативные методы итераций, прежде всего, метод Ньютона, не рассматривались из-за большей сложности в реализации.

Таким образом, для решения уравнений модели динамики ЛК была проверена возможность применить двухстадийный полностью неявный метод Рунге – Кутты.

### Программная реализация

Для исследовательских расчётов движения волн в трубопроводе с ЛК требовалось реализовать и интегрировать описанную модель динамики лепесткового клапана в расчёт по единой мультифизической 1D модели. Следовало вначале отработать функционал динамической модели ЛК и лишь затем планировать её полную интеграцию в пакет ALLBEA.

Для вычисления газодинамических потоков через текущее сечение клапана на стадиях расчётного шага использованы встроенные функции ALLBEA. Потребовалась лишь небольшая доработка встроенной статической версии модели ЛК в ходе описываемой разработки динамической модели.

Модель динамики запорного элемента и неявный двухстадийный метод Рунге – Кутты были реализованы во внешнем модуле, который подключается к расчётной программе пакета ALLBEA как «пользовательская» модель поступательного движения запорного элемента.

Решатель осуществляет расчёт по глобальной 1D модели с глобально двухстадийным методом обновления. Это позволяет вычислять мгновенные значения с высокой точностью. 1D модель, двухстадийный алгоритм, реализующий высокоточный метод, а также сравнение с данными измерений на одноцикловой установке с простой конфигурацией трубопровода описаны в [3; 4].

### Порядок расчётов

В графической среде ALLBEA собраны блочные структурные схемы (« сборки»; рис. 4) 1D моделей процессов для обоих вариантов исполнения (см. рис. 2) трубопровода экспериментальной установки.

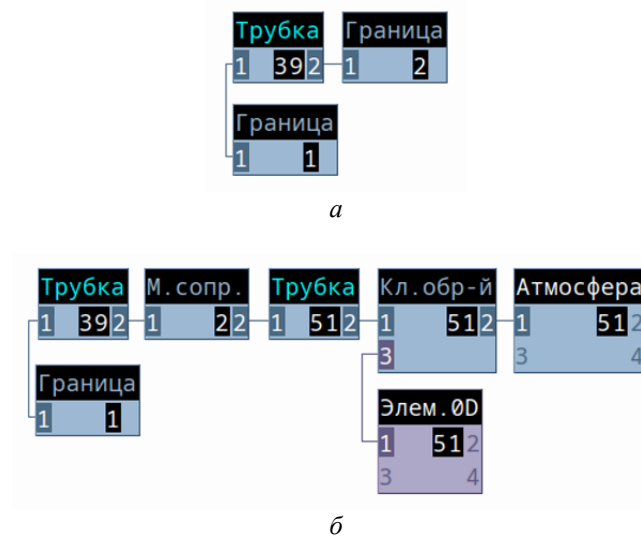


Рис. 4. Структурные схемы 1D моделей:

а – без лепесткового клапана (рис. 2, а); б – с лепестковым клапаном (см. рис. 2, б)

В папку второго проекта (рис. 4) добавлены исходный код и средства построения программного файла с расширением .dll для динамической компоновки внешнего модуля, реализующего модель динамики ЛК. В первом проекте заданы численный метод, описанный в [3] и шаг по времени, равный  $1 \cdot 10^{-5}$  с. При таком шаге, как показали сравнительные расчёты, результаты перестают зависеть от сетки (длины ячеек в трубках и расчётного шага по времени).

### Идентификация модели

Для валидации 1D модели с субмоделью ЛК необходима было вначале «подогнать» профили исходных волн на датчике давления. Требовалось автоматизировать подбор (идентификацию) параметров, определяющих «закон» изменения давления по времени, заданный в граничных условиях (ГУ) на левом конце трубы (в модели «Граница»).

С этой целью в папки расчётных проектов были добавлены средства, обеспечивающие работу программы ALLBEA ОПТИМ [5]. В ней реализован генетический алго-

ритм поиска экстремума целевой функции (ЦФ). В модуле, обеспечивающем адаптацию алгоритма к конкретной оптимизационной задаче, определена ЦФ, выражающая сумму квадратов отклонений расчётной зависимости  $p(t)$  на датчике от измеренной за период регистрации на нем исходной волны разрежения.

После подбора параметров ГУ выполнен расчёт процесса в трубе без ЛК в течение 0,2 с. Диаграммы  $p(t)$  из расчёта и из эксперимента показаны на рис. 5.

Отклонения от измеренной зависимости  $p(t)$  имеют примерно такой же вид, как на аналогичных графиках, полученных в [4]. Привычный вид графиков говорит о том, что грубых промахов в задании длин размеров труб и тарировке системы измерений в расчёте нет. Таким образом, 1D модель без ЛК была протестирована и была принята в качестве базы для модификации в модель с ЛК (рис. 2, б) и для сравнения отклонений от эксперимента.

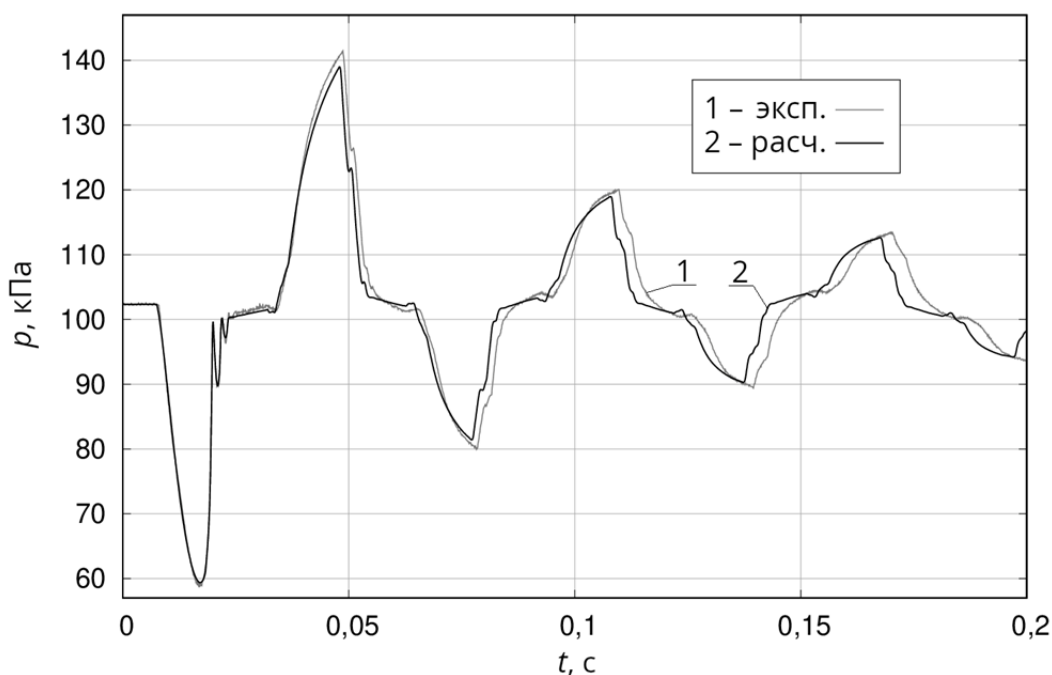


Рис. 5. Графики давления на датчике в трубе без ЛК (схема – на рис. 2, а)

По описанной технологии подобраны параметры закона  $p(t)$  в ГУ и расчётного проекта с 1D моделью трубы с ЛК.

В расчёте процесса по 1D модели с ЛК параметры субмоделей динамики запорного элемента и течения через ЛК подставлялись после приближенной идентификации их значений посредством прямых и косвенных измерений и оценок, как описано ниже.

1. Значения геометрических параметров в этих субмоделях определены в первом приближении из ряда прямых и косвенных измерений на образце узла ЛК, встроенного в канал (рис. 1). Постоянный условный периметр в модели проходного сечения определён измерением сторон  $a$  и  $b$  прямоугольных окон под лепестками (с учётом числа окон и лепестков в узле ЛК  $i = 6$ ):

$$\Pi_c = 2i(a+b) = 12(18+25) = 516 \text{ мм.}$$

Площадь, на которую действует разность давлений:  $F_n = iab = 2700 \text{ мм}^2$ .

2. Данные о жёсткости  $k$  получены интерпретацией измерений прогиба лепестка в ответ на приложение известной силы к лепестку в центре окна. Вычислено:

$$k = (P_r)_1 i / \Delta h = 15056 \text{ Н/м.}$$

3. Приведённая (к той же точке на лепестке) суммарная масса  $m$  лепестков оценена в первом приближении из частоты гармонических колебаний:  $(\omega)_0 = \sqrt{k/m}$ , где последняя принята равной основной частоте  $f = 245$  Гц в спектре шума колеблющихся при продувке лепестков; вычислено:  $m = k / (2\pi f)^2 = 0,0063534 \text{ кг} \approx 6,35 \text{ г}$ .

4. Выполнена статическая продувка ЛК. На основе данных о расходе на выбранной режимной точке (в допущении о полном раскрытии лепестков:  $h = h_{\max}$ ) с помощью подбора в ALLBEA OPTIM получено и зафиксировано постоянное значение коэффициента расхода:  $(C_d)_0 = 0,5981$ . Максимальный ход модельного запорного элемента (тех же базовых точек 6 лепестков) определён в первом приближении и зафиксирован как  $h_{\max} = 1,6 \text{ мм}$ , откуда  $(F_c)_{\max} = \Pi_c h_{\max} = 825,6 \text{ мм}^2$  (и также принято  $h_{\min} = 0$ ).

В расчёте по 1D модели заданы указанные значения параметров и шаг по времени:  $\Delta t = 0,5 \cdot 10^{-5} \text{ с}$  (вдвое меньший, чем ранее).

Предварительные расчёты по 1D модели с идентифицированной структурой (рис. 4, б) и параметрами показали устойчивый счёт при  $k_1$  и  $k_2$ , превышающих  $k$  на один-два порядка. Сходимость же рассчитанных и измеренных отражённых от ЛК волн сжатия оказалась неудовлетворительной. Чтобы несколько улучшить сходимость, было изменено значение одного параметра: площадь  $F_n$ , определённая по номинальным размерам шести прямоугольных окон под лепестками ЛК как  $27,0 \text{ см}^2$ , произвольно увеличена до  $38 \text{ см}^2$ . Но это улучшило сходимость только для первой и второй отражённых волн.

Диаграммы  $p(t)$  из расчёта и из эксперимента показаны на рис. 6.

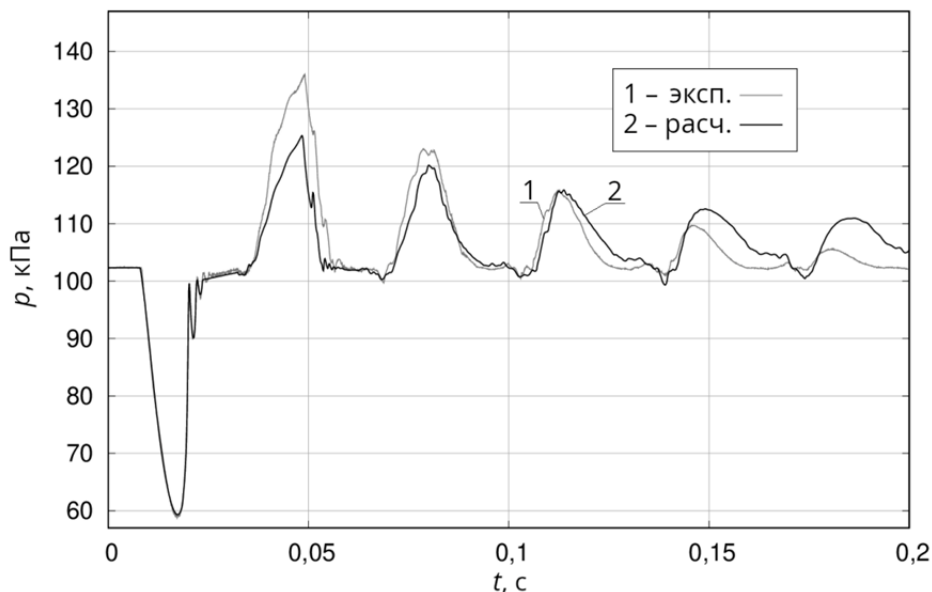


Рис. 6. Давление на датчике в трубе с ЛК (рис. 2, б) после идентификации параметров

### Калибровка модели

Калибровка модели состояла в том, что значения пяти параметров в исходных данных ( $h_{\min}$ ,  $h_{\max}$ ,  $m$ ,  $k$  и  $F_{\Pi}$ ) уточнены оптимизационным подбором. С применением той же технологии и программы ALLBEA OPTIM автоматизирован подбор значений этих пяти параметров по критерию соответствия расчётного давления  $p(t)$  на датчике измеренному давлению. В формулировку ЦФ вошла сумма среднеквадратического отклонения давлений в расчёте и эксперименте (в этот раз – за весь период модельного времени в 0,2 с) и «штрафа» за среднеарифметическое отклонение калибровочных множителей от 0 (для первого из них, иначе – от 1), с заданным весовым коэффициентом.

Решение задачи – значения безразмерных калибровочных множителей:  $C_{h_{\min}} = 0,101$ ;  $C_{h_{\max}} = 1,130$ ;  $C_m = 0,934$ ;  $C_k = 0,805$ ;  $C_{F_{\Pi}} = 1,963$ .

Все они, кроме последнего, лишь незначительно скорректировали параметры модели, которые в результате приняли значения:

$$\begin{aligned} \tilde{h}_{\min} &= C_{h_{\min}} h_{\max} = 0,162 \text{ мм}, \quad \tilde{h}_{\max} = C_{h_{\max}} (h_{\max} - h_{\min}) + h_{\min} = 1,808 \text{ мм}, \\ \tilde{m} &= C_m m = 5,93 \text{ г}, \quad \tilde{k} = C_k k = 12120 \text{ Н/м}, \quad \tilde{F}_{\Pi} = C_{F_{\Pi}} F_{\Pi} = 53,0 \text{ см}^2. \end{aligned}$$

После подбора значений указанных параметров рассчитан процесс в трубе с ЛК в течение 0,2 с. Диаграммы  $p(t)$  из расчёта и из эксперимента показаны на рис. 7.

Для модели, прошедшей калибровку, отклонения (рис. 7) расчётной зависимости  $p(t)$  от измеренной на трубе с ЛК (причём для всех отражённых волн – от первой до пятой включительно) невелики по сравнению с отклонениями на рис. 6. Данный результат можно считать положительным результатом валидации предложенной и откалиброванной нами динамической модели ЛК (конечно, применительно к условиям единичного эксперимента на одноцикловой установке).

То есть, 1D модель трубопровода с ЛК, прошедшая идентификацию и калибровку параметров модели ЛК, показала хорошие результаты сравнения с экспериментом.

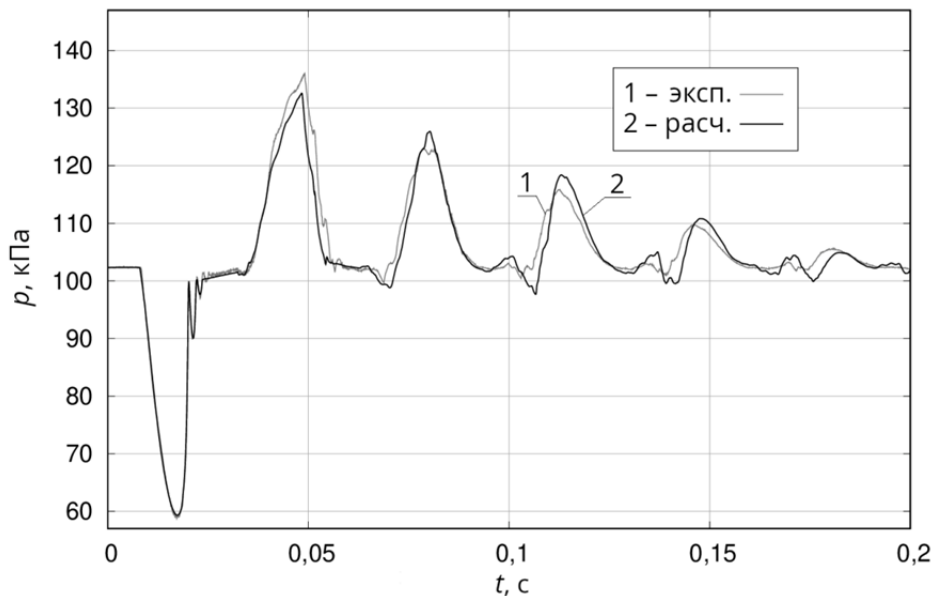


Рис. 7. Давление на датчике в трубе с ЛК (рис. 2, б) после калибровки модели

## Основные результаты и перспективы развития работы

В настоящей работе представлена модель динамики лепесткового клапана на основе схемы обратного клапана с двумя ограничителями. Разработана методика идентификации параметров модели, основанная на измерении собственной частоты колебаний лепестков и расхода воздуха. Дополнительно произведена калибровка коэффициентов итоговой модели процесса с использованием данных измерений на одноцикловой установке и автоматической оптимизации параметров.

Выполнена экспериментальная валидация модели лепесткового клапана, включая предложенную методику идентификации и калибровки. Хотя валидация не была исчерпывающей, калиброванная модель клапана в составе модели течения в трубопроводе показала удовлетворительное совпадение расчётного давления  $p(t)$  с измеренным. Однако, достигнутые результаты не столь точны, как в [3] для трубопровода с простыми границами, что вызвано сложностью рассматриваемого случая с блоком лепестковых клапанов на конце трубы.

Таким образом, разработана и экспериментально проверена модель волнового движения воздуха в длинном канале, включающая субмодель обратного клапана. Эта работа направлена на дальнейшее встраивание данной модели и связанных алгоритмов в пакет программ ALLBEA [2], предназначенный для анализа и оптимизации процессов в трубопроводах, насосах и двигателях.

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

## Библиографический список

1. Гришин Ю.А., Рудой Б.П. Установка для генерирования уединённых волн конечной амплитуды // Межвузовский научный сборник «Элементы теории рабочих процессов ДВС». Выпуск 1. Уфа: УАИ, 1976. С. 53-55.
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. Enikeev R.D., Nozdrin G.A., Chernousov A.A. The model and the methods for numerical simulation of wave action of real working fluids in pipelines // Procedia Engineering. 2017. V. 176. P. 461-470. DOI: 10.1016/j.proeng.2017.02.345
4. Chernousov A.A., Enikeev R.D. Friction and heat transfer models derivation, validation and calibration on experimental data for unsteady air flow in pipe // Lecture Notes in Mechanical Engineering. 2023. P. 496-507. DOI: 10.1007/978-3-031-14125-6\_50
5. Черноусов А.А. Программа ALLBEA ОПТИМ для оптимизации параметров по генетическому алгоритму: свидетельство о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2021666333; опубл. 13.10.2021; бюл. № 10.

## MODEL OF REED VALVE DYNAMICS IN UNSTEADY FLOW, SOLUTION ALGORITHM, AND VALIDATION ON A SINGLE-CYCLE RIG

© 2024

**R. D. Enikeev** Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of Internal Combustion Engines; Ufa University of Science and Technology, Ufa, Russian Federation; [rust\\_en@mail.ru](mailto:rust_en@mail.ru)

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

The results of studying an application model of unsteady flow through the reed valve assembly of a two-stroke piston engine are presented. The main goal was to develop and validate a model based on the check valve calculation scheme in the ALLBEA software package. The principles of modeling the valve motion dynamics in conjunction with a one-dimensional model of gas dynamics, as well as the algorithmic presentation of calculations for their implementation in the package, are briefly discussed. An approach to valve model identification and the proposed method for adjusting the model coefficients are considered. For the identification and validation of the model the data obtained from a single-cycle experimental setup were used, in which flow through the reed valve with finite amplitude waves in the pipeline was organized. The conducted research contributes to the analysis and optimization of processes in pipelines, pumps, and engines, promotes the development of applied models, software tools, and calculation methods in the specified areas.

*Piston engine; reed valve; check valve; unsteady flow; pipeline; identification; validation; single-cycle rig*

---

**Citation:** Enikeev R.D., Chernousov A.A.. Model of reed valve dynamics in unsteady flow, solution algorithm, and validation on a single-cycle rig. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 4. P. 112-124. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-112-124

### References

1. Grishin Yu.A., Rudoy B.P. Ustanovka dlya generirovaniya uedinennykh voln konechnoy amplitudy. *Mezhvuzovskiy nauchnyy sbornik «Elementy Teorii Rabochikh Protessov DVS»*. Vypusk 1. Ufa: UAI Publ., 1976. P. 53-55. (In Russ.)
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. Enikeev R.D., Nozdrin G.A., Chernousov A.A. The model and the methods for numerical simulation of wave action of real working fluids in pipelines. *Procedia Engineering*. 2017. V. 176. P. 461-470. DOI: 10.1016/j.proeng.2017.02.345
4. Chernousov A.A., Enikeev R.D. Friction and heat transfer models derivation, validation and calibration on experimental data for unsteady air flow in pipe. *Lecture Notes in Mechanical Engineering*. 2023. P. 496-507. DOI: 10.1007/978-3-031-14125-6\_50
5. Chernousov A.A. *Programma ALLBEA OPTIM dlya optimizatsii parametrov po geneticheskomu algoritmu* [ALLBEA OPTIM software for optimizing parameters using a genetic algorithm]. Certificate of state registration of computer program no. 2021666333, 2021. (Publ. 13.10.2021, bull. no. 10)



## РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОЦЕНКИ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ КОЛЬЦЕВОГО СОПЛА С ПЛОСКИМ ЦЕНТРАЛЬНЫМ ТЕЛОМ В СОСТАВЕ РАБОТЫ СТЕНДОВОЙ КАМЕРЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2024

- А. А. Киришина** старший преподаватель кафедры А8 «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов»; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург; [kirshina\\_aa@voenmeh.ru](mailto:kirshina_aa@voenmeh.ru)
- А. А. Левихин** кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой А8 «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов»; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург; [levikhin\\_aa@voenmeh.ru](mailto:levikhin_aa@voenmeh.ru)
- А. Ю. Киришин** преподаватель кафедры А8 «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов»; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург; [kirshin\\_aidu@voenmeh.ru](mailto:kirshin_aidu@voenmeh.ru)

Одним из путей повышения эффективности камеры ракетного двигателя является обеспечение работы нерегулируемого сопла на расчётном режиме во всём диапазоне высот функционирования двигателя. В работе представлены результаты натурального эксперимента макета кольцевого сопла с плоским центральным телом. Целью эксперимента являлась оценка эффективности по величине удельного импульса кольцевого сопла с плоским центральным телом в сравнении с соплом Лавалья. Испытания проводились на «горячем» стенде кафедры «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова. В качестве рабочего тела использовался генерируемый высокотемпературный парогаз, эксперимент проводился в земных условиях. В ходе испытаний на стенде в автоматизированном режиме регистрировались показания режимных параметров работы (давление, массовые расходы, тяга, соотношение компонентов). Изменение параметров осуществлялось путём перенастройки соответствующих элементов пневмогидравлической системы. По результатам испытаний была осуществлена оценка эффективности кольцевого сопла с плоским центральным телом в сравнении с соплом Лавалья, а также произведено сравнение значений экспериментальных данных с теоретически ожидаемыми. Приведённые в статье результаты могут быть использованы для продолжения исследований с целью усовершенствования существующих конструкций сопел широкодиапазонных ракетных двигателей.

*Кольцевое сопло; сопло Лавалья; эксперимент; исследования; удельный импульс; ракетный двигатель*

---

**Цитирование:** Киришина А.А., Левихин А.А., Киришин А.Ю. Результаты экспериментальной оценки возможности применения кольцевого сопла с плоским центральным телом в составе работы стендовой камеры жидкостного ракетного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 4. С. 125-132. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-125-132

### Введение

Исследование новых типов сопел ракетных двигателей сложная и многофакторная задача. При эксплуатации на средстве выведения, рассчитанном на полёты в широком диапазоне высот, двигатель должен работать на режимах, близких к расчётному, т.е. при давлении на срезе сопла, примерно равном давлению в окружающей среде. Представляется перспективным применение кольцевого сопла с плоским центральным телом, срез

которого образует кольцевую щель, расположенную по оси симметрии. В составе ракетного двигателя такое сопло теоретически способно работать в широком диапазоне высот за счёт наличия свободной границы струи и отсутствия потерь энергии вследствие отсутствия участков, где традиционное сопло (сопло Лавалья) работает на режимах перерасширения и недорасширения.

Сопла подобного типа изучались коллективами под руководством В.И. Богданова, В.А. Левина, А.И. Тарасова, О.Н. Засухина [1] и др.

Первоначально направления исследования сопел подобной конфигурации были связаны с возможностью организации дожигания топлива в камере пересжатými волнами, образующимися при сферической фокусировке возмущений [2]. Эта идея нашла применение в концепции воздушно-реактивного двигателя, оснащённого тяговым модулем [3]. Также изучалось увеличение эжекционной способности основной струи за счёт присоединения к ней массы внешнего потока [4].

Предварительные исследования кольцевого сопла в составе ракетного двигателя показали энергоэффективность в широком диапазоне высот, что делало возможным его применение в составе камеры ракетного двигателя.

Кольцевое сопло с плоским центральным телом компактнее, легче, чем существующие сопла с центральными телами, не имеет проблем с охлаждением, формирует компактную струю за счёт того, что на его кромках поток развернут к оси. Экспериментальная оценка возможности применения такого сопла в составе камеры ракетного двигателя представляет интерес.

Целью настоящего исследования является сравнительная оценка удельного импульса кольцевого сопла с плоским центральным телом в составе стендовой камеры ракетного двигателя с удельным импульсом стендовой камеры с соплом Лавалья.

Объектом испытаний является неохлаждаемый макет сопла широкодиапазонного ракетного двигателя – кольцевого сопла с плоским центральным телом (рис. 1, а). Сравнение результатов проводится с результатами испытаний неохлаждаемой конструкции конического сопла Лавалья (рис. 1, б). Объекты испытаний проектировались на одинаковую площадь выходного сечения сопла  $F_a$ , площадь критического сечения  $F_*$ , входную площадь  $F_{vx}$ .

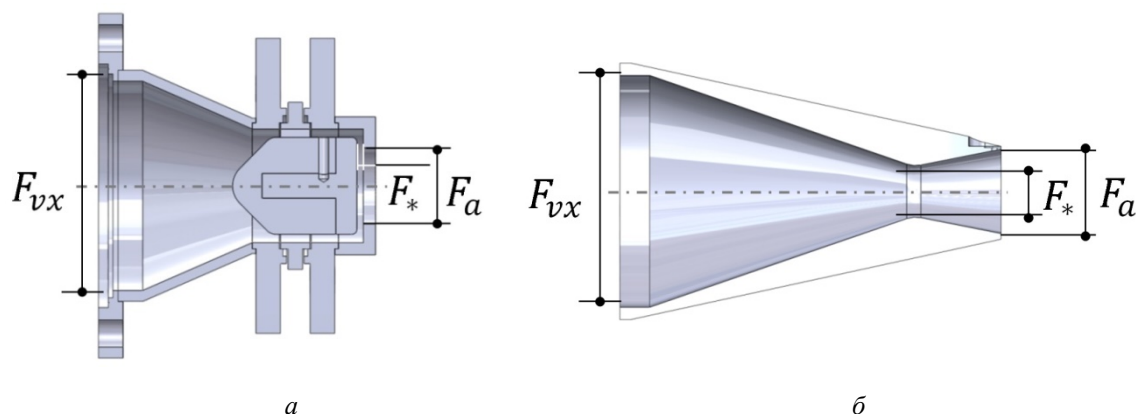


Рис. 1. Объект испытаний:  
а – кольцевое сопло с плоским центральным телом; б – сопло Лавалья

### Описание эксперимента

Сравнительные испытания сопла широкодиапазонного ракетного двигателя и сопла Лавалья проводились на лабораторном стенде на кафедре «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова.

Лабораторный стенд состоит из следующих линий подачи (рис. 2): основного горючего, запального горючего, основного окислителя, запального окислителя, азота, воды.

Линия подачи основного горючего состоит из бака объемом  $V = 26$  л, запорно-регулирующей арматуры, магистралей. Горючее поступает на смесительную головку стендовой камеры. В качестве основного горючего используется водный раствор этанола (30%<sub>об</sub>).

Линия подачи запального горючего состоит из бака объемом  $V = 8$  л, запорно-регулирующей арматуры, магистралей. Запальное горючее поступает на запальное устройство в смесительной головке стендовой камеры. В качестве запального горючего используется водный раствор этанола (75%<sub>об</sub>).

Система подачи запального и основного горючего – вытеснительная. В качестве компонента для наддува баков используется газообразный азот. Давление наддува  $p_{\text{надд}} = 1,7$  МПа. Газообразный азот используется также в качестве управляющего газа для пневмоуправляемой арматуры и для продувки смесительной головки по линии основного горючего. Система подачи азота состоит из азотной рампы (4 баллона объемом  $V = 40$  л, давлением  $p = 15$  МПа), запорно-регулирующей арматуры, магистралей.

Линия подачи окислителя (основного и запального) состоит из трёх моноблоков с кислородом с давлением  $p = 15$  МПа, объемом  $V = 1440$  л, запорно-регулирующей арматуры, магистралей. Окислитель (запальный и основной) из моноблоков поступает на соответствующие штуцеры смесительной головки стендовой камеры.

Линия подачи воды охлаждения состоит из ёмкости объемом  $V = 1,2$  м<sup>3</sup>, насоса, запорной арматуры. Вода охлаждения поступает в межрубашечное пространство камеры сгорания и охлаждает её. Вода также используется в качестве балластировочного компонента и вводится в узел впрыска для охлаждения продуктов сгорания компонентов топлива.

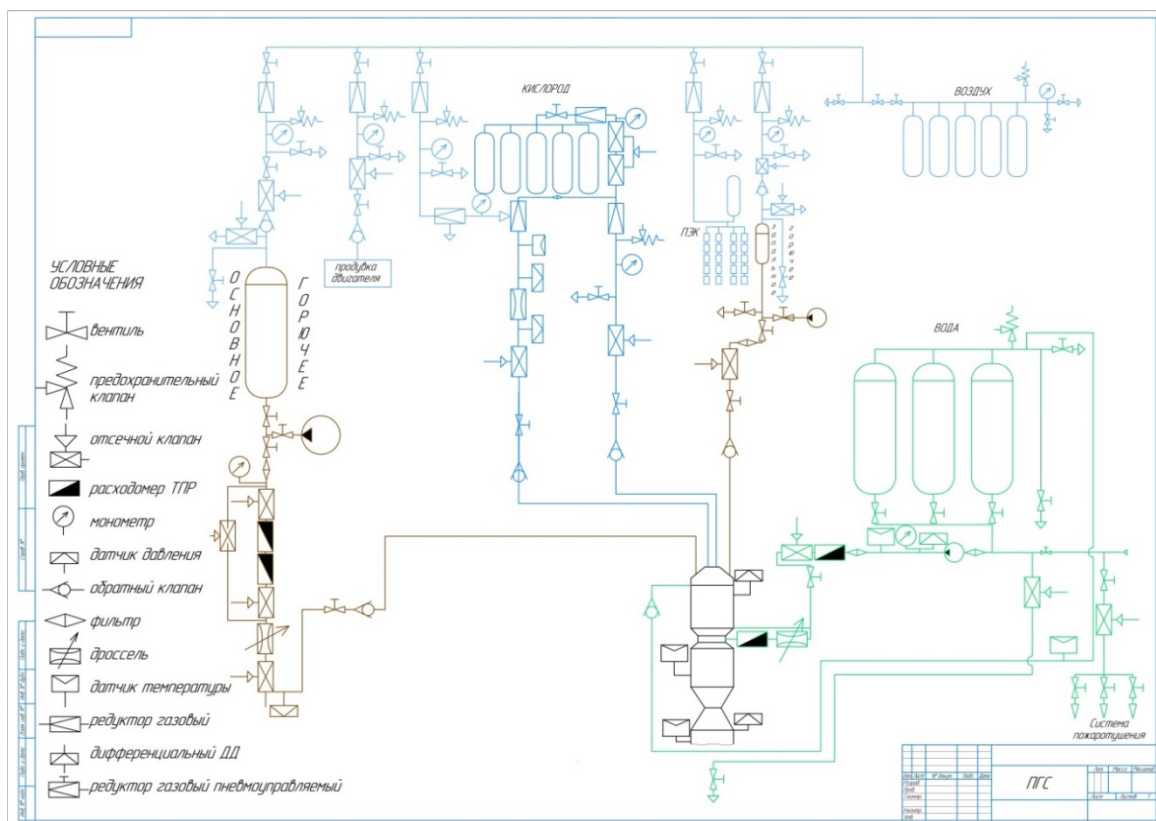


Рис. 2. Пневмогидравлическая схема стенда

Во время работы стенда производится автоматизированная регистрация и запись параметров, обеспечивающих формирование условий испытаний и определяющих характеристики объекта: давления, температуры, массовых расходов, тяги.

В процессе сравнительных испытаний были получены экспериментальные значения тяги и массового расхода компонентов для кольцевого сопла с плоским центральным телом и сопла Лаваля при давлении в камере сгорания 506625 Па, 607950 Па, 709275 Па, 810600 Па, 861263 Па. Общее время испытаний составило 1080 с (3 цикла испытаний сопловых устройств по 360 с каждый цикл).

### Методика обработки экспериментальных данных

Эффективность сопла в составе стендовой камеры жидкостного ракетного двигателя оценивалась через значение удельного импульса. Для оценки адекватности экспериментальных данных проводилось сравнение экспериментальные данные с расчётными значениями.

Экспериментальное значение удельного импульса определялось по формуле:

$$I_{уд\ экп\ i} = \frac{P_{экп\ i}}{\dot{m}_{\Sigma_i}},$$

где  $P_{экп\ i}$  – тяга, Н;  $\dot{m}_{\Sigma_i}$  – суммарный массовый расход, кг/с.

Расчётный удельный импульс  $I_{уд\ расч}$  определяется по зависимости:

$$I_{уд\ расч} = I_{уд\ теор} \hat{\varphi}_c \hat{\varphi}_\beta.$$

Здесь  $I_{уд\ теор}$  – теоретическое значение удельного импульса, определяемое по формуле:

$$I_{уд\ теор} = \sqrt{\frac{2n}{n-1} RT_K \left[ 1 - \left( \frac{p_a}{p_K} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right]},$$

где  $n$  – показатель политропного процесса;  $R$  – газовая постоянная, Дж/(кг·К);  $p_a$  – давление на срезе сопла, Па;  $p_K$  – давление в камере сгорания, Па,  $T_K$  – температура в камере сгорания, К;  $\hat{\varphi}_c, \hat{\varphi}_\beta$  – расчётные коэффициенты потерь в сопле и в камере сгорания, определяются аппроксимацией экспериментальных данных, методом наименьших квадратов:  $\hat{\varphi}_\beta = \varphi_{\beta\ расч}^{МНК}$ ,  $\hat{\varphi}_c = \varphi_{c\ расч}^{МНК}$ .

Расчётное значение коэффициента потерь в камере сгорания определяется по формуле:

$$\varphi_{\beta\ расч\ i} = \frac{p_{K_i} F_*}{\dot{m}_{\Sigma_i} \beta_{теор\ i}}.$$

Здесь  $p_{K_i}$  – давление в камере сгорания в  $i$ -ой точке, Па;  $F_*$  – площадь критического сечения камеры, м<sup>2</sup>;  $\dot{m}_{\Sigma_i}$  – суммарный массовый расход в  $i$ -ой точке, кг/с;  $\beta_{теор\ i}$  – расходный комплекс, м/с, который определяется по формуле:

$$\beta_{теор i} = \frac{\sqrt{RT_k}}{\sqrt{n} \left( \frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{2(n-1)}}}$$

Теоретическое значение расходного комплекса зависит от стехиометрического соотношения компонентов топлива  $K_m^0$ ; доли воды в составе горючего  $K_v$ ; коэффициента избытка окислителя  $\alpha$ ; давления в камере сгорания  $p_k$ , Па.

Расчётное значение коэффициента потерь в сопле  $\varphi_{с расч i}$  определяется как

$$\varphi_{с расч i} = \frac{\varphi_{I_{yoi}}}{\varphi_{\beta расч i}} = \frac{I_{yд действ i} / I_{yд теор i}}{\varphi_{\beta расч i}}$$

Здесь  $\varphi_{I_{yoi}}$  – коэффициент потерь удельного импульса;  $I_{yд действ i}$  – действительное значение удельного импульса, м/с (экспериментальное значение), определяется следующим образом:

$$I_{yд действ i} = \frac{P_{действ i}}{\dot{m}_{\Sigma i}},$$

где  $P_{действ i}$  – значение тяги, Н (экспериментальное значение);  $\dot{m}_{\Sigma i}$  – значение массового расхода, кг/с (экспериментальное значение).

Таким образом, теоретическое значение удельного импульса для сопла, работающего в составе стендовой камеры ЖРД, является функцией, зависящей от следующих параметров:  $I_{yд теор} = f(K_m^0, K_v, \alpha, p_k, p_a)$ .

### Результат обработки экспериментальных данных

В процессе испытаний были получены экспериментальные значения удельного импульса кольцевого сопла с плоским центральным телом и сопла Лавала при давлении в камере сгорания 0,5...0,85 МПа. Общее время испытаний составило 1080 секунд (3 цикла испытаний сопловых устройств по 360 секунд каждый цикл).

При обработке данных была выделена экспериментальная выборка, соответствующая следующим ограничениям:

- коэффициент избытка окислителя находится в диапазоне:  $\alpha = 0,9...1,1$ ;
- значение  $K_v$  находится в диапазоне:  $K_v = 0,1...1,1$ ;
- давление в камере сгорания:  $p_k > 506625$  Па.

Ограничения обусловлены исключением из выборки точек, значения которых не соответствуют стационарному режиму работы камеры.

Результат обработки экспериментальных данных по методике, приведённой выше, представлен на рис. 3.

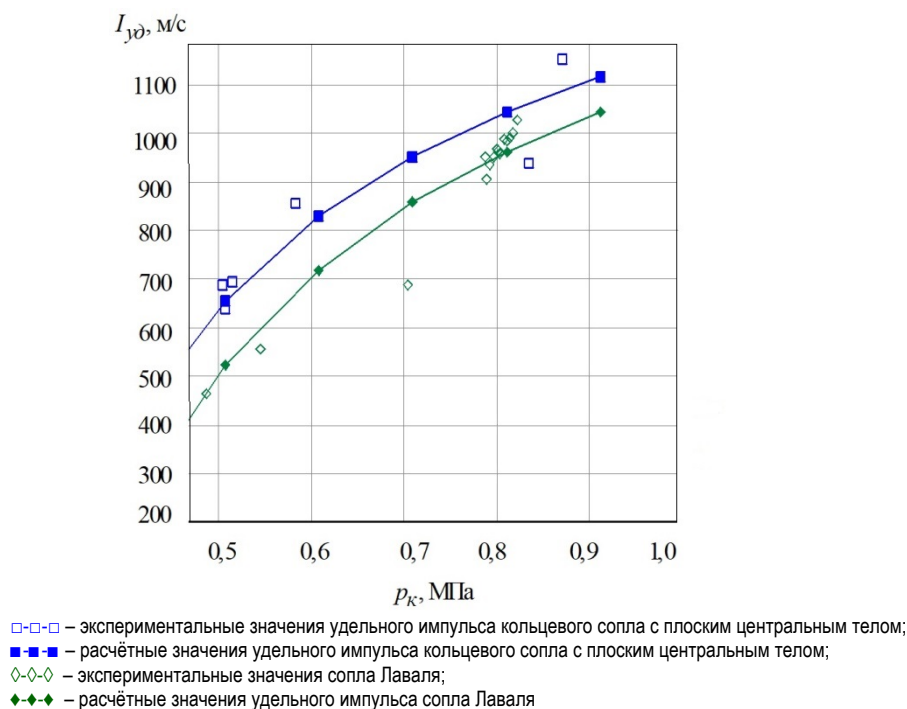


Рис. 3. График зависимости удельного импульса от давления в камере сгорания жидкостного ракетного двигателя с соплом Лавала и кольцевым соплом с плоским центральным телом

Анализ экспериментальных данных показывает, что в заданном диапазоне давлений удельный импульс камеры с кольцевым соплом с плоским центральным телом превышает значения удельного импульса с соплом Лавала на 10%.

### Заключение

В результате проведенных экспериментальных исследований можно сделать следующие выводы:

– подтверждена работоспособность кольцевого сопла с плоским центральным телом в составе работы трёхкомпонентной камеры ЖРД в диапазоне давлений в камере сгорания (5...8,5) атм., а также систем, обеспечивающих их работу, управление режимом, запуск/останов;

– проведено экспериментальное сравнение значения удельного импульса кольцевого сопла с плоским центральным телом и соплом Лавала в составе работы стендовой камеры ЖРД.

Сравнение результатов показывает, что значение удельного импульса кольцевого сопла с плоским центральным телом в составе стендовой камеры жидкостного ракетного двигателя на 10% превышает удельный импульс сопла Лавала в составе стендовой камеры. Результаты свидетельствуют об эффективном использовании кольцевого сопла в составе камеры ракетного двигателя.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в ходе реализации проекта «Создание опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ракетносителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечи-

вающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего», № FZWF-2020-0015.

Авторы выражают искреннюю благодарность инженерно-техническому персоналу и заведующему лабораторией кафедры «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова А.А. Галаджуну за плодотворное сотрудничество и за помощь в организации натурального эксперимента.

### Библиографический список

1. Засухин О.Н., Продан Н.В., Ильина Т.Е. Экспериментальные данные о режимах течения с внезапным расширением // Сборник научных статей «Донное давление» Международного научного подразделения Университета ИТМО «Механики и энергетических систем». Краснодар: Издательский Дом – Юг, 2016. С. 133-195.

2. Левин В.А., Мухин А.Н., Афолина Н.Е., Богданов В.Н., Григорьев А.А., Хмелевский А.Н. Визуализация течения и измерение тяги и давления газа в модели линейного двухщелевого сопла // Сборник тезисов «XLV Академические чтения по космонавтике», посвящённые памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных учёных – пионеров освоения космического пространства (30 марта-02 апреля 2021 г., Москва). Т. 3. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021. С. 346-349.

3. Богданов В.И., Ханталин Д.С. Выходные устройства с резонаторами-усилителями тяги для реактивных двигателей // Инженерно-физический журнал. 2022. Т. 95, № 2. С. 448-458.

4. Богданов В.И., Яковлев В.В., Дормидонтов А.К. Концепция пульсирующего ВРД на сжатом газе и с эжекторным усилителем тяги // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьёва. 2020. № 1 (52). С. 7-11.

## RESULTS OF EXPERIMENTAL EVALUATION OF THE POSSIBILITY OF USING AN ANNULAR NOZZLE WITH A FLAT CENTRAL BODY AS PART OF A STAND LIQUID ROCKET ENGINE CHAMBER

© 2024

**A. A. Kirshina** Senior Lecturer of the Department A8 Engines and Power Plants of Aircraft; Baltic State Technical University VOENMEH named after D.F. Ustinov, Saint-Petersburg, Russian Federation;  
[kirshina\\_aa@voenmeh.ru](mailto:kirshina_aa@voenmeh.ru)

**A. A. Levikhin** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Head of the Department A8 Engines and Power Plants of Aircraft; Baltic State Technical University VOENMEH named after D.F. Ustinov, Saint-Petersburg, Russian Federation;  
[levikhin\\_aa@voenmeh.ru](mailto:levikhin_aa@voenmeh.ru)

**A. Yu. Kirshin** Lecturer of the Department A8 Engines and Power Plants of Aircraft; Baltic State Technical University VOENMEH named after D.F. Ustinov, Saint-Petersburg, Russian Federation;  
[kirshin\\_aui@voenmeh.ru](mailto:kirshin_aui@voenmeh.ru)

One of the ways to increase the efficiency of a rocket engine chamber is to ensure the fixed nozzle operation in the design mode over the entire range of altitudes (ambient pressure) of engine operation. The paper presents the results of a full-scale experiment of the annular nozzle model with a flat central body. The purpose of the experiment was to evaluate the efficiency in terms of the specific impulse of the annular nozzle with a flat central body in comparison with the Laval nozzle. The tests were carried out at the “hot” bench of the Department “Engines and Power Plants of Aircraft” BSTU “VOENMEH” named after D.F. Ustinov. The generated high-temperature steam-gas was used as a working fluid, the experiment was carried out under terrestrial conditions. During the stand testing the readings of operating parameters (pressure, mass flow, thrust, components ratio) were recorded in automated mode. The parameters were changed by reconfiguring the appropriate elements of the pneumohydraulic system. Based on the processed results of the tests the efficiency of the annular nozzle with a flat central body was evaluated in comparison with the Laval nozzle, and the values of the experimental data were verified with the theoretically expected ones.

*Annular nozzle; Laval nozzle; experiment; research; specific impulse; rocket engine*

---

*Citation:* Kirshina A.A., Levikhin A.A., Kirshin A.Yu. Results of experimental evaluation of the possibility of using an annular nozzle with a flat central body as part of a stand liquid rocket engine chamber. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 4. P. 125-132. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-125-132

## References

1. Zasukhin O.N., Prodan N.V., Ilina T.E. Experimental data on operating modes with sharp expansion. *Collection of Scientific Articles «Bottom pressure» of the International Scientific Department of ITMO University «Mechanics and Energy Systems»*. Krasnodar: Publishing House – South, 2016. P. 133-195. (In Russ.)
2. Levin V.A., Muhin A.N., Afonina N.E., Bogdanov V.N., Grigoriev A.A., Khmelevsky A.N. Visualization of flow and measurements of thrust and gas pressure in model of linear dual slotted nozzle. *Sbornik Tezisov «XLV Akademicheskie Chleniya po Kosmonavtike», Posvyashchennye Pamyati Akademika S.P. Koroleva i Drugikh Vydayushchikhsya Otechestvennykh Uchenykh – Pionerov Osvoeniya Kosmicheskogo Prostranstva (March, 30 – April, 02, 2021, Moscow)*. V. 3. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2021. P. 346-349. (In Russ.)
3. Bogdanov V.I., Khantalin D.S. Exit devices with resonators-thrust amplifiers for jet engines. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. 2022. V. 95, Iss. 2. P. 441-451. DOI: 10.1007/s10891-022-02498-8
4. Bogdanov V.I., Yakovlev V.V., Dormidontov A.K. A concept of a pulsing compressed gas-operated ramjet engine with ejector augments. *Vestnik of P.A. Solovyov RSATA*. 2020. No. 1 (52). P. 7-11. (In Russ.)



## РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ПОВРЕЖДЁННОСТИ ПО ТОЛЩИНЕ ИЗГИБАЕМОГО ЛИСТА ПРИ ПРИМЕНЕНИИ ДИАГРАММЫ ПЛАСТИЧНОСТИ

© 2024

**Е. А. Лямина** кандидат физико-математических наук, доцент, старший научный сотрудник лаборатории механики технологических процессов; Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва; [lyamina@inbox.ru](mailto:lyamina@inbox.ru)

Строится полуаналитическое решение для определения распределения осреднённого параметра трёхосности напряжённого состояния, входящего в критерий пластического разрушения, по толщине листа, находящегося под действием изгибающего момента и растягивающей силы. Принимается, что лист находится в плоскодеформированном состоянии. Материал листа является упругопластическим, предел пластичности при одноосном растяжении является произвольной функцией, эквивалентной пластической деформации. Решение позволяет предсказать возникновение пластического разрушения и распределение по толщине листа степени использования запаса пластичности.

*Повреждённость; диаграмма пластичности; совместный изгиб и растяжение; полуаналитическое решение*

---

*Цитирование:* Лямина Е.А. Распределение повреждённости по толщине изгибаемого листа при применении диаграммы пластичности // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 4. С. 133-143. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-133-143

---

### Введение

Для предсказания развития повреждённости в процессах обработки металлов давлением применяются три группы моделей. К первой группе относятся несвязные модели, обзор которых представлен в [1 – 4]. При использовании таких моделей развитие повреждённости в материале рассчитывается после решения краевой задачи теории пластичности. Ко второй группе относятся частично связанные модели, например [5]. В этом случае параметр повреждённости влияет на условие пластичности, но не влияет на закон пластического течения. К третьей группе относятся полностью связанные модели, например [6]. В этом случае параметр повреждённости входит в условие пластичности и закон пластического течения. Широко используемый класс несвязных моделей основан на диаграмме пластичности [7; 8]. Соответствующие критерии пластического разрушения предложены и применены в [7; 9]. В настоящей работе критерий разрушения, основанный на диаграмме пластичности, применяется для определения степени использования запаса пластичности при одновременном изгибе и растяжении листа в условиях плоскодеформированного состояния.

Гибка является широко распространённой операцией листовой штамповки [10]. Одни из первых теоретических решений для анализа этого процесса были получены в [11 – 13]. При применении критериев пластического разрушения необходимо следить за напряжённо-деформированным состоянием в материальной точке в процессе деформирования. В связи с этим целесообразно использовать решения в лагранжевых координатах. Такие решения получены в [14; 15]. В настоящей работе анализ развития повреждённости проводится на основе решения, представленного в [15].

### Модель материала

При применении несвязных моделей пластического разрушения необходимо сформулировать определяющие уравнения, служащие для расчёта напряжённо-

деформированного состояния, и уравнения для предсказания возникновения пластического разрушения. К первой группе уравнений относится условие пластичности, ассоциированный закон пластического течения и закон деформационного упрочнения. В случае плоскодеформированного состояния несжимаемого материала любое изотропное условие пластичности принимает форму:

$$|\sigma_1 - \sigma_2| = \frac{2\sigma_0}{\sqrt{3}} \Phi(\varepsilon_{eq}^p), \quad (1)$$

где  $\sigma_0$  – характерное напряжение;  $\sigma_1$  и  $\sigma_2$  – главные напряжения в плоскости изгиба;  $\varepsilon_{eq}^p$  – эквивалентная пластическая деформация;  $\Phi(\varepsilon_{eq}^p)$  – произвольная функция  $\varepsilon_{eq}^p$ , удовлетворяющая условиям  $\Phi(0) = 1$  и  $d\Phi/d\varepsilon_{eq}^p \geq 0$  для всех значений  $\varepsilon_{eq}^p$ . В дальнейшем для определённости будем считать, что выполняется условие Мизеса и  $\sigma_0$  – начальный предел пластичности при одноосном растяжении. Тогда эквивалентная скорость пластической деформации в рассматриваемых условиях определяется как

$$\xi_{eq}^p = \sqrt{\frac{2}{3}} \sqrt{(\xi_1^p)^2 + (\xi_2^p)^2}, \quad (2)$$

где  $\xi_1^p$  и  $\xi_2^p$  – пластические составляющие главных полных скоростей деформации, которые обозначаются как  $\xi_1$  и  $\xi_2$ . Эквивалентная пластическая деформация определяется из уравнения

$$\frac{d\varepsilon_{eq}^p}{dt} = \xi_{eq}^p, \quad (3)$$

где  $d/dt$  обозначает материальную производную. Упругие деформации связаны с напряжениями законом Гука. Кроме того,

$$\xi_1 = \xi_1^p + \xi_1^e, \quad \xi_2 = \xi_2^p + \xi_2^e, \quad (4)$$

где  $\xi_1^e$  и  $\xi_2^e$  – упругие составляющие главных скоростей деформации.

Диаграмма пластичности выражается соотношением

$$\varepsilon_{eq}^f = G(\beta), \quad (5)$$

где  $\varepsilon_{eq}^f$  – эквивалентная пластическая деформация при возникновении разрушения;  $\beta$  – параметр трёхосности напряжённого состояния;  $G(\beta)$  – функция  $\beta$ , определяемая из эксперимента. Параметр трёхосности напряжённого состояния определяется соотношением

$$\beta = \frac{3\sigma}{\sigma_M}, \quad (6)$$

где  $\sigma$  – гидростатическое напряжение и  $\sigma_M$  – напряжение Мизеса.

Из (6) видно, что параметр трёхосности напряжённого состояния пропорционален показателю напряжённого состояния, используемому в [7]. Принимая во внимание (1), уравнение (6) можно переписать в виде:

$$\beta = \frac{3\sigma}{\sigma_0 \Phi(\varepsilon_{eq}^p)}. \quad (7)$$

Условие разрушения, предложенное в [9], имеет вид

$$\varepsilon_{eq}^f = G(\beta_{av}), \quad (8)$$

где

$$\beta_{av} = \frac{1}{\varepsilon_{eq}^p} \int_0^t \beta \varepsilon_{eq}^p d\tau. \quad (9)$$

### Процесс

Рассматривается процесс совместного изгиба и растяжения листа в условиях плоскодеформированного состояния в приближенной постановке (рис. 1). В частности, предполагается, что давление  $P$ , действующее на поверхность  $CD$ , распределено равномерно, поверхности  $BC$  и  $AD$  представляются прямыми линиями, а поверхности  $AB$  и  $CD$  – дугами окружностей в ходе всего процесса деформирования. Для модели упруго-пластического несжимаемого материала напряжённо-деформированное состояние при деформации прямоугольника (рис. 1, а) в круговой сектор (рис. 1, б) определено в [15]. Ниже приводятся основные уравнения, необходимые для применения условия разрушения (8).

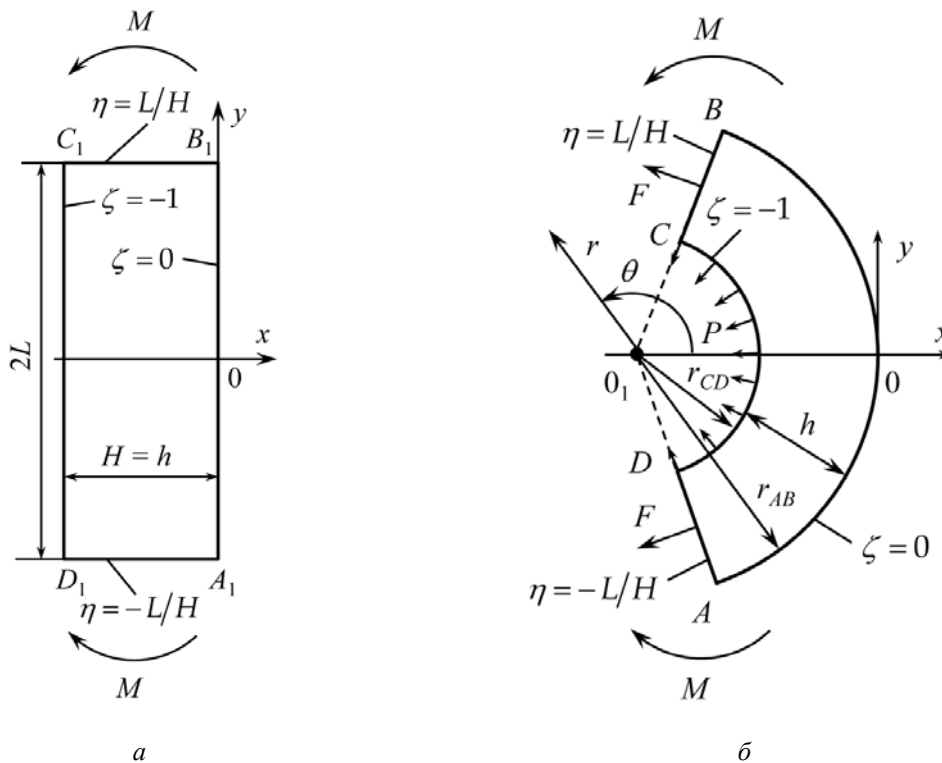


Рис. 1. Схематическая диаграмма процесса и координатные системы: а – начальное состояние листа; б – деформированное состояние листа

Вводятся три системы координат:  $(x, y)$ ,  $(r, \theta)$  и  $(\zeta, \eta)$ . Начало декартовой системы координат  $(x, y)$  выбирается в точке пересечения оси симметрии процесса и поверхности  $AB$ . Причём ось  $x$  совпадает с осью симметрии. Начало полярной системы координат  $(r, \theta)$  совпадает с точкой пересечения продолжения отрезков  $BC$  и  $AD$ . Причём,  $\theta = 0$  соответствует оси симметрии процесса. Система координат  $(\zeta, \eta)$  лагранжева. Причём в начальный момент времени  $x = \zeta H$  и  $y = \eta H$  (рис. 1, а), где  $H$  – начальная толщина листа. Эти уравнения показывают, что  $\zeta = 0$  на  $AB$  и  $\zeta = -1$  на  $CD$  в течение всего процесса деформирования. Половина начальной ширины листа обозначена  $L$ . Лагранжева и декартова системы координат связаны соотношениями

$$\frac{x}{H} = \sqrt{\frac{\zeta}{a} + \frac{s}{a^2}} \cos(2a\eta) - \frac{\sqrt{s}}{a}, \quad \frac{y}{H} = \sqrt{\frac{\zeta}{a} + \frac{s}{a^2}} \sin(2a\eta). \quad (10)$$

Здесь  $s$  – функция  $a$ , которая должна быть определена в ходе решения краевой задачи, а  $a$  – параметр, играющий роль времени. В начале процесса  $a = 0$  и  $s = 1/4$ . Полярный радиус связан с лагранжевой системой координат соотношением:

$$\frac{r}{H} = \frac{\sqrt{\zeta a + s}}{a}. \quad (11)$$

Сила  $F$ , приложенная к сторонам  $BC$  и  $AD$ , связана с давлением  $P$  уравнением

$$p = \frac{fa}{\sqrt{s-a}}, \quad (12)$$

где  $p = P/\sigma_0$  и  $f = F/(\sigma_0 H)$ .

Можно выделить три характерных стадии процесса деформирования. На первой стадии весь лист находится в упругом состоянии. Эта стадия заканчивается, когда условие пластичности начинает выполняться на поверхности  $AB$ . Соответствующие значения  $a$  и  $s$ , обозначенные как  $a_e$  и  $s_e$ , определяются как

$$\frac{6kfa_e}{\sqrt{s_e - a_e}} = \ln^2(4s_e) - \ln^2[4(s_e - a_e)], \quad s_e = \exp(\sqrt{3}k)/4, \quad (13)$$

где  $k = \sigma_0/(3G)$  и  $G$  – упругий модуль сдвига. При  $a \geq a_e$  реализуется вторая стадия процесса, характеризующаяся упругой областью  $-1 \leq \zeta \leq \zeta_1$  и пластической областью  $\zeta_1 \leq \zeta \leq 0$ . Положение упругопластической границы  $\zeta = \zeta_1$  зависит от  $a$ . На этой стадии имеют место следующие соотношения:

$$s = \frac{1}{4} \exp\left\{\sqrt{3}[\varepsilon_1 + k\Phi(\varepsilon_1)]\right\}, \quad \ln[4(\zeta_1 a + s)] = \sqrt{3}k, \quad (14)$$

$$\frac{fa}{\sqrt{s-a}} + \frac{1}{6k} \ln^2[4(s-a)] = \Psi(\varepsilon_1) - \Psi(0) + \frac{k}{2} \Phi^2(\varepsilon_1).$$

Здесь  $\varepsilon_1$  – значение  $\varepsilon_{eq}^p$  на поверхности  $AB$  и  $\Psi(\varepsilon_{eq}^p)$  – первообразная  $\Phi(\varepsilon_{eq}^p)$ . Решение системы (14) позволяет найти зависимости  $s$ ,  $\varepsilon_1$  и  $\zeta_1$  от  $a$  при заданном значении  $f$ . Эта стадия процесса заканчивается, когда условие пластичности начинает выполняться на поверхности  $CD$ . Соответствующее условие имеет вид

$$\exp(-\sqrt{3}k) = \exp\left\{\sqrt{3}\left[\varepsilon_1 + k\Phi(\varepsilon_1)\right]\right\} - 4a. \quad (15)$$

Это уравнение и решение системы (14) определяют значение  $\varepsilon_1$ , при котором заканчивается вторая стадия процесса. Это значение обозначается  $\varepsilon_1^{(1)}$ . Соответствующий параметр  $a$  и все параметры, зависящие от  $a$ , теперь могут быть определены с помощью решения системы (14). При  $\varepsilon_1 \geq \varepsilon_1^{(1)}$  реализуется третья стадия процесса, характеризующаяся упругой областью  $\zeta_2 \leq \zeta \leq \zeta_1$  и двумя пластическими областями,  $\zeta_1 \leq \zeta \leq 0$  и  $-1 \leq \zeta \leq \zeta_2$ . Положение второй упругопластической границы  $\zeta = \zeta_2$  также зависит от  $a$ . На этой стадии имеют место следующие соотношения:

$$\begin{aligned} s &= \frac{1}{4} \exp\left\{\sqrt{3}\left[\varepsilon_1 + k\Phi(\varepsilon_1)\right]\right\}, \quad \ln[4(\zeta_1 a + s)] = \sqrt{3}k, \\ \frac{2fa}{\sqrt{s-a}} + 2[\Psi(\varepsilon_2) - \Psi(\varepsilon_1)] + k[\Phi^2(\varepsilon_2) - \Phi^2(\varepsilon_1)], \\ \ln[4(\zeta_2 a + s)] &= -\sqrt{3}k, \quad \sqrt{3}\varepsilon_2 = -\ln[4(s-a)] - \sqrt{3}k\Phi(\varepsilon_2). \end{aligned} \quad (16)$$

Здесь  $\varepsilon_2$  – значение  $\varepsilon_{eq}^p$  на поверхности  $CD$ . Система (16) состоит из пяти уравнений для определения зависимостей  $a$ ,  $s$ ,  $\zeta_1$ ,  $\zeta_2$  и  $\varepsilon_1$  от  $\varepsilon_2$ .

Напряжения в лагранжевой системе координат являются главными. Распределения этих напряжений по толщине листа в пластических областях имеют вид

$$\frac{\sigma_\zeta}{\sigma_0} = \Psi(\varepsilon_{eq}^p) - \Psi(\varepsilon_1) + \frac{k}{2}[\Phi^2(\varepsilon_{eq}^p) - \Phi^2(\varepsilon_1)], \quad \frac{\sigma_\eta}{\sigma_0} = \frac{\sigma_\zeta}{\sigma_0} + \frac{2}{\sqrt{3}}\Phi(\varepsilon_{eq}^p) \quad (17)$$

в области  $\zeta_1 \leq \zeta \leq 0$  и

$$\frac{\sigma_\zeta}{\sigma_0} = \Psi(\varepsilon_{eq}^p) - \Psi(\varepsilon_2) + \frac{k}{2}[\Phi^2(\varepsilon_{eq}^p) - \Phi^2(\varepsilon_2)] - \frac{fa}{\sqrt{s-a}}, \quad \frac{\sigma_\eta}{\sigma_0} = \frac{\sigma_\zeta}{\sigma_0} - \frac{2}{\sqrt{3}}\Phi(\varepsilon_{eq}^p) \quad (18)$$

в области  $-1 \leq \zeta \leq \zeta_2$ . Распределения эквивалентной пластической деформации в пластических областях определяются из уравнений:

$$\varepsilon_{eq}^p = \frac{1}{\sqrt{3}} \ln[4(\zeta a + s)] - k\Phi(\varepsilon_{eq}^p), \quad \varepsilon_{eq}^p = -\frac{1}{\sqrt{3}} \ln[4(\zeta a + s)] - k\Phi(\varepsilon_{eq}^p). \quad (19)$$

Первое уравнение относится к области  $\zeta_1 \leq \zeta \leq 0$ , второе – к области  $-1 \leq \zeta \leq \zeta_2$ . С помощью (7), (18) и (19) можно вычислить распределение величины  $\beta$  по толщине листа на любой стадии процесса и в любой материальной точке. В частности,  $\sigma = (\sigma_\zeta + \sigma_\eta) / 2$ .

### Развитие повреждённости

Применение критерия пластического разрушения (8) требует вычисления величины  $\beta_{av}$  по уравнению (9). Из (7) и (9) следует

$$\beta_{av} = \frac{3}{\varepsilon_{eq}^p \sigma_0} \int_{t_\zeta}^t \frac{\sigma}{\Phi(\varepsilon_{eq}^p)} \xi_{eq}^p d\tau. \quad (20)$$

Подынтегральное выражение включает величину  $\zeta$ . При вычислении интеграла эта величина фиксирована (определяет материальную точку, в которой вычисляется изменение  $\beta_{av}$  во времени). Нижний предел интегрирования  $t_\zeta$  соответствует величине  $t$ , при которой упругопластическая граница совпадает с фиксированной величиной  $\zeta$ . Исключая в (20) гидростатическое напряжение с помощью (17) и (18), получим

$$\beta_{av} = \frac{3}{\varepsilon_{eq}^p} \int_{t_\zeta}^t \left\{ \Psi(\varepsilon_{eq}^p) - \Psi(\varepsilon_1) + \frac{k}{2} [\Phi^2(\varepsilon_{eq}^p) - \Phi^2(\varepsilon_1)] \right\} \Phi^{-1}(\varepsilon_{eq}^p) \xi_{eq}^p d\tau + \sqrt{3} \quad (21)$$

в области  $\zeta_1 \leq \zeta \leq 0$  и

$$\beta_{av} = \frac{3}{\varepsilon_{eq}^p} \int_{t_\zeta}^t \left\{ \Psi(\varepsilon_{eq}^p) - \Psi(\varepsilon_2) + \frac{k}{2} [\Phi^2(\varepsilon_{eq}^p) - \Phi^2(\varepsilon_2)] - \frac{fa}{\sqrt{s-a}} \right\} \Phi^{-1}(\varepsilon_{eq}^p) \xi_{eq}^p d\tau - \sqrt{3} \quad (22)$$

в области  $-1 \leq \zeta \leq \zeta_2$ . Очевидно, что величины  $t_\zeta$ , входящие в (21) и (22), имеют разные значения. Подставляя (19) в (3), найдём

$$\xi_{eq}^p = \frac{1}{\sqrt{3}} \frac{(\zeta + ds/da)}{(\zeta a + s) [1 + k\Phi'(\varepsilon_{eq}^p)]} \frac{da}{dt} \quad (23)$$

в области  $\zeta_1 \leq \zeta \leq 0$  и

$$\xi_{eq}^p = -\frac{1}{\sqrt{3}} \frac{(\zeta + ds/da)}{(\zeta a + s) [1 + k\Phi'(\varepsilon_{eq}^p)]} \frac{da}{dt} \quad (24)$$

в области  $-1 \leq \zeta \leq \zeta_2$ . В уравнениях (23) и (24) введено обозначение  $\Phi'(\varepsilon_{eq}^p) \equiv d\Phi/d\varepsilon_{eq}^p$ . Подставляя (23) и (24) в (21) и (22), соответственно, и переходя от интегрирования по  $t$  к интегрированию по  $a$ , получим

$$\beta_{av} = \frac{\sqrt{3}}{\varepsilon_{eq}^p} \int_{a_{\zeta}}^a \Lambda_1(\alpha) d\alpha + \sqrt{3} \quad (25)$$

в области  $\zeta_1 \leq \zeta \leq 0$  и

$$\beta_{av} = \frac{\sqrt{3}}{\varepsilon_{eq}^p} \int_{a_{\zeta}}^a \Lambda_2(\alpha) d\alpha - \sqrt{3} \quad (26)$$

в области  $-1 \leq \zeta \leq \zeta_2$ . В этих уравнениях  $a_{\zeta}$  – величина  $a$  при  $t = t_{\zeta}$  и

$$\Lambda_1(\alpha) = \frac{(\zeta + ds/da)}{(\zeta a + s)[1 + k\Phi'(\varepsilon_{eq}^p)]} \left\{ \Psi(\varepsilon_{eq}^p) - \Psi(\varepsilon_1) + \frac{k}{2} [\Phi^2(\varepsilon_{eq}^p) - \Phi^2(\varepsilon_1)] \right\} \Phi^{-1}(\varepsilon_{eq}^p), \quad (27)$$

$$\Lambda_2(\alpha) = -\frac{(\zeta + ds/da)}{(\zeta a + s)[1 + k\Phi'(\varepsilon_{eq}^p)]} \times \left\{ \Psi(\varepsilon_{eq}^p) - \Psi(\varepsilon_2) + \frac{k}{2} [\Phi^2(\varepsilon_{eq}^p) - \Phi^2(\varepsilon_2)] - \frac{fa}{\sqrt{s-a}} \right\} \Phi^{-1}(\varepsilon_{eq}^p) \quad (28)$$

В (27) и (28) эквивалентная пластическая деформация должна быть исключена с помощью (19). Кроме того,  $s$ ,  $\varepsilon_1$  и  $\varepsilon_2$  – функции  $a$ , известные из решения, представленного в предыдущей секции. Таким образом, интегрирование в (25) и (26) может быть выполнено численно.

Диаграмма пластичности для стали С45 была экспериментально определена в [16]. Функция  $G$ , входящая в (8), имеет вид

$$G(\beta_{av}) = 0,8 \exp(-2,37\beta_{av}). \quad (29)$$

Закон упрочнения определён в [17]. Функция  $\Phi$ , входящая в (1), имеет вид

$$\Phi(\varepsilon_{eq}^p) = 1 + 2,3(\varepsilon_{eq}^p)^{0,345}. \quad (30)$$

Численное интегрирование было выполнено для  $k = 0,003$  и нескольких значений  $f$ . На рис. 2 показан участок диаграммы пластичности (линия 1) и зависимости эквивалентной пластической деформации от  $\beta_{av}$  для  $f = 0,2$ ,  $f = 0,4$  и  $f = 0,6$ . Эти зависимости очень слабо зависят от величины  $f$  и все они обозначены цифрой 2. Пересечение кривых 1 и 2 определяет значение эквивалентной пластической деформации при разрушении и место возникновения разрушения. В частности, разрушение наступает на поверхности  $AB$ , свободной от напряжений, что и является причиной пренебрежимо малого влияния величины  $f$  на форму кривых 2. При этом эквивалентная пластическая деформация точек этой поверхности при разрушении равна  $\varepsilon_1^f \approx 0,013$ . Величины  $s$  и  $a$ , соответствующие этому значению  $\varepsilon_1$ , также вычисляются в ходе численного решения. Радиус поверхности  $CD$  определяется из (11) при этих значениях  $s$  и  $a$ , а также при  $\zeta = -1$ . Этот радиус зависит от  $f$  (табл. 1).

Таблица 1. Зависимость величины радиуса поверхности  $CD$  при возникновении разрушения от  $f$

$f$	0,2	0,4	0,6
$R_{CD}/H$	36,2	40,2	44,3

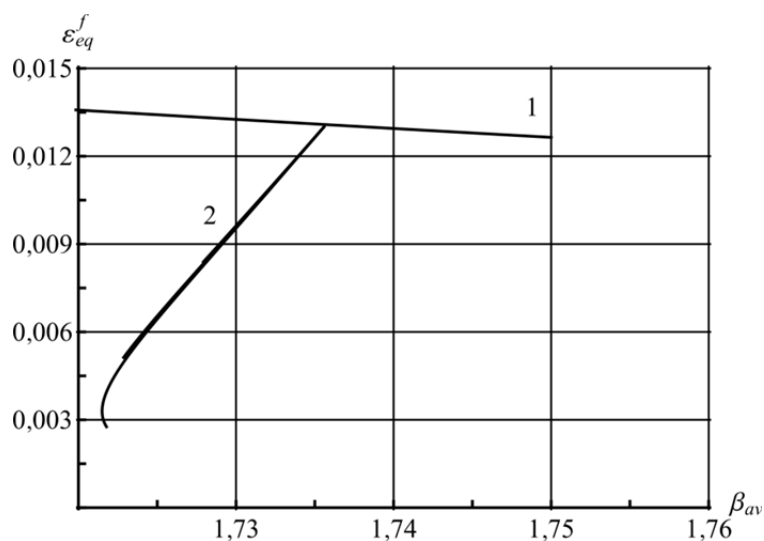


Рис. 2. Диаграмма пластичности и зависимость эквивалентной пластической деформации от  $\beta_{av}$  в области, прилегающей к поверхности  $AB$

Рис. 2 также иллюстрирует степень использования запаса пластичности по толщине листа вблизи поверхности  $AB$ . И использованный запас пластичности вблизи упругопластической границы  $\zeta = \zeta_1$  и в пластической области  $-1 \leq \zeta \leq \zeta_2$  незначительный.

### Заключение

Выполнен общий анализ развития повреждённости при совместном изгибе и растяжении листа в условиях плоскодеформированного состояния с использованием критерия пластического разрушения, основанного на диаграмме пластичности. Решение сводится к вычислению обыкновенных интегралов и иллюстрируется на примере расчёта стального листа, свойства материала которого известны из литературы. Разрушение, как и ожидается, наступает на внешней поверхности листа. Решение определяет зависимость радиуса внутренней поверхности в момент возникновения разрушения от растягивающей силы и степень использования запаса пластичности по толщине листа. При этом в пластической области вблизи внутренней поверхности листа израсходованный запас пластичности пренебрежимо мал, так как эквивалентная пластическая деформация, приводящая к разрушению при данном напряжённом состоянии, велика. Кроме того, израсходованный запас пластичности также пренебрежимо мал в окрестности упругопластической границы в пластической области, примыкающей к внешней границе листа, что связано с малой величиной эквивалентной пластической деформации вблизи упругопластической границы.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда (проект № 23-21-00335).



### Библиографический список

1. Atkins A.G. Fracture in forming // *Journal of Materials Processing Technology*. 1996. V. 56, Iss. 1-4. P. 609-618. DOI: 10.1016/0924-0136(95)01875-1
2. Landre J., Pertence A., Cetlin P.R., Rodrigues J.M.C., Martins P.A.F. On the utilisation of ductile fracture criteria in cold forging // *Finite Elements in Analysis and Design*. 2003. V. 39, Iss. 3. P. 175-186. DOI: 10.1016/S0168-874X(02)00065-3
3. Liu H., Fu M. Prediction and analysis of ductile fracture in sheet metal forming. Part I: A modified Ayada criterion // *International Journal of Damage Mechanics*. 2014. V. 23, Iss. 8. P. 1189-1210. DOI: 10.1177/1056789514541559
4. Liu H., Fu M. Prediction and analysis of ductile fracture in sheet metal forming. Part II: Application of the modified Ayada criterion // *International Journal of Damage Mechanics*. 2016. V. 25, Iss. 2. P. 120-140. DOI: 10.1177/1056789514535231
5. Lemaitre J. Coupled elasto-plasticity and damage constitutive equations // *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 1985. V. 51, Iss. 1-3. P. 31-49. DOI: 10.1016/0045-7825(85)90026-X
6. Miloud M.H., Imad A., Benseddiq N., Bachir Bouiadjra B., Bounif A., Serier B. A numerical analysis of relationship between ductility and nucleation and critical void volume fraction parameters of Gurson – Tvergaard – Needleman model // *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*. 2013. V. 227, Iss. 11. P. 2634-2646. DOI: 10.1177/0954406213476232
7. Колмогоров В.Л., Богатов А.А., Мигачев Б.А., Зудов Е.Г., Фрейдензон Ю.Е., Фрейдензон М.Е. Пластичность и разрушение. М.: Металлургия, 1977. 336 с.
8. Vujovic V., Shabaik A.H. A new workability criterion for ductile metals // *Journal of Engineering Materials and Technology*. 1986. V. 108, Iss. 3. P. 245-249. DOI: 10.1115/1.3225876
9. Alexandrov S., Vilotic D., Konjovic Z., Vilotic M. An improved experimental method for determining the workability diagram // *Experimental Mechanics*. 2013. V. 53. P. 699-711. DOI: 10.1007/s11340-012-9676-3
10. Сторожев М.В., Попов Е.А. Теория обработки металлов давлением. М.: Машиностроение, 1977. 423 с.
11. Ренне И.П. Пластический изгиб листовой заготовки // *Труды Тульского механического института*. Вып. 4. М.: Оборонгиз, 1950. С. 146-162.
12. Безухов Н.И. Основы теории упругости, пластичности и ползучести. М.: Высшая школа, 1968. 512 с.
13. Мошнин Е.Н. Гибка и правка на ротационных машинах. М.: Машиностроение, 1967. 272 с.
14. Alexandrov S., Hoon Kim J., Chung K., Jin Kang T. An alternative approach to analysis of plane-strain pure bending at large strains // *The Journal of Strain Analysis for Engineering Design*. 2006. V. 41, Iss. 5. P. 397-410. DOI: 10.1243/03093247JSA154
15. Alexandrov S., Manabe K.-I., Furushima T. A general analytic solution for plane strain bending under tension for strain-hardening material at large strains // *Archive of Applied Mechanics*. 2011. V. 81. P. 1935-1952. DOI: 10.1007/s00419-011-0529-9
16. Alexandrov S., Vilotic M., Jeng Y.-R., Plancak M. A study on material workability by upsetting of non-axisymmetric specimens by flat dies // *Journal of Mechanics*. 2014. V. 30, Iss. 6. P. 585-592. DOI: 10.1017/jmech.2014.67
17. Vilotic D., Chikanova N., Alexandrov S. Disc upsetting between spherical dies and its application to the determination of forming limit curves // *The Journal of Strain Analysis for Engineering Design*. 1999. V. 34, Iss. 1. P. 17-22. DOI: 10.1243/0309324991513588

## THROUGH-THICKNESS DAMAGE DISTRIBUTION IN SHEET BENDING EMPLOYING THE WORKABILITY DIAGRAM

© 2024

**E. A. Lyamina** Candidate of Science (Phys. & Math.), Associated Professor; Senior Researcher of the Laboratory of Technological Processes; Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS, Moscow, Russian Federation; [lyamina@inbox.ru](mailto:lyamina@inbox.ru)

A semi-analytical solution is constructed to determine the through-thickness distribution of the average stress triaxiality parameter included in the ductile fracture criterion in sheet bending under the action of a bending moment and tensile force. It is assumed that the condition of the sheet is plain-strain. The sheet material is elastic-plastic, and the uniaxial yield stress is an arbitrary function of the equivalent plastic strain. The solution allows for predicting the occurrence of plastic fracture and the distribution of the degree of use of the plasticity reserve over the sheet thickness.

*Damage; workability diagram; bending under tension; semi-analytical solution*

---

*Citation:* Lyamina E.A. Through-thickness damage distribution in sheet bending employing the workability diagram. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 4. P. 133-143. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-133-143

### References

1. Atkins A.G. Fracture in forming. *Journal of Materials Processing Technology*. 1996. V. 56, Iss. 1-4. P. 609-618. DOI: 10.1016/0924-0136(95)01875-1
2. Landre J., Pertence A., Cetlin P.R., Rodrigues J.M.C., Martins P.A.F. On the utilisation of ductile fracture criteria in cold forging. *Finite Elements in Analysis and Design*. 2003. V. 39, Iss. 3. P. 175-186. DOI: 10.1016/S0168-874X(02)00065-3
3. Liu H., Fu M. Prediction and analysis of ductile fracture in sheet metal forming. Part I: A modified Ayada criterion. *International Journal of Damage Mechanics*. 2014. V. 23, Iss. 8. P. 1189-1210. DOI: 10.1177/1056789514541559
4. Liu H., Fu M. Prediction and analysis of ductile fracture in sheet metal forming. Part II: Application of the modified Ayada criterion. *International Journal of Damage Mechanics*. 2016. V. 25, Iss. 2. P. 120-140. DOI: 10.1177/1056789514535231
5. Lemaitre J. Coupled elasto-plasticity and damage constitutive equations. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 1985. V. 51, Iss. 1-3. P. 31-49. DOI: 10.1016/0045-7825(85)90026-X
6. Miloud M.H., Imad A., Benseddiq N., Bachir Bouiadjra B., Bounif A., Serier B. A numerical analysis of relationship between ductility and nucleation and critical void volume fraction parameters of Gurson – Tvergaard – Needleman model. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*. 2013. V. 227, Iss. 11. P. 2634-2646. DOI: 10.1177/0954406213476232
7. Kolmogorov V.L., Bogatov A.A., Migachev B.A., Zudov E.G., Freydenzon Yu.E., Freydenzon M.E. *Plastichnost' i razrushenie* [Plasticity and fracture]. Moscow: Metallurgiya Publ., 1977. 336 p.
8. Vujovic V., Shabaik A.H. A new workability criterion for ductile metals. *Journal of Engineering Materials and Technology*. 1986. V. 108, Iss. 3. P. 245-249. DOI: 10.1115/1.3225876
9. Alexandrov S., Vilotic D., Konjovic Z., Vilotic M. An improved experimental method for determining the workability diagram. *Experimental Mechanics*. 2013. V. 53. P. 699-711. DOI: 10.1007/s11340-012-9676-3

10. Storozhev M.V., Popov E.A. *Teoriya obrabotki metallov davleniem* [Theory of metal forming]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1977. 423 p.
11. Renne I.P. *Plasticheskiy izgib listovoy zagotovki. Trudy Tul'skogo Mekhanicheskogo Instituta. Vyp. 4.* Moscow: Oborongiz Publ., 1950. P. 146-162. (In Russ.)
12. Bezukhov N.I. *Osnovy teorii uprugosti, plastichnosti i polzuchesti* [Fundamentals of elasticity, plasticity, and creep theories]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 1968. 512 p.
13. Moshnin E.N. *Gibka i pravka na rotatsionnykh mashinakh* [Bending and leveling in rotary machines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1967. 272 p.
14. Alexandrov S., Hoon Kim J., Chung K., Jin Kang T. An alternative approach to analysis of plane-strain pure bending at large strains. *The Journal of Strain Analysis for Engineering Design*. 2006. V. 41, Iss. 5. P. 397-410. DOI: 10.1243/03093247JSA154
15. Alexandrov S., Manabe K.-I., Furushima T. A general analytic solution for plane strain bending under tension for strain-hardening material at large strains. *Archive of Applied Mechanics*. 2011. V. 81. P. 1935-1952. DOI: 10.1007/s00419-011-0529-9
16. Alexandrov S., Vilotic M., Jeng Y.-R., Plancak M. A study on material workability by up-setting of non-axisymmetric specimens by flat dies. *Journal of Mechanics*. 2014. V. 30, Iss. 6. P. 585-592. DOI: 10.1017/jmech.2014.67
17. Vilotic D., Chikanova N., Alexandrov S. Disc upsetting between spherical dies and its application to the determination of forming limit curves. *The Journal of Strain Analysis for Engineering Design*. 1999. V. 34, Iss. 1. P. 17-22. DOI: 10.1243/0309324991513588

## РАСЧЁТНЫЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ГАСИТЕЛЯ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ ТРУБОПРОВОДНЫХ СИСТЕМ

© 2024

**Т. Б. Миронова** кандидат технических наук, доцент кафедры автоматических систем энергетических установок имени академика В.П. Шорина; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;  
[mironova.tb@ssau.ru](mailto:mironova.tb@ssau.ru)

**П. Д. Рекадзе** кандидат технических наук, старший научный сотрудник НИИ-201 (Институт акустики машин); Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;  
[rekadze.pd@ssau.ru](mailto:rekadze.pd@ssau.ru)

**А. Б. Прокофьев** доктор технических наук, заведующий кафедрой теории двигателей летательных аппаратов имени В.П. Лукачева; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;  
[prok@ssau.ru](mailto:prok@ssau.ru)

**Л. В. Родионов** кандидат технических наук, доцент кафедры автоматических систем энергетических установок имени академика В.П. Шорина; начальник отдела сопровождения научных исследований; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;  
[rodionov.lv@ssau.ru](mailto:rodionov.lv@ssau.ru)

Представлена аналитическая модель гасителя пульсаций давления для трубопроводных систем обобщённой структуры, полученная с помощью метода четырёхполосников. Данная модель получена в сосредоточенных и в распределённых параметрах. Учёт распределённости параметров проведён для центрального инерционного канала гасителя введением в аналитическую модель вместо матрицы инерционного сопротивления матрицы для распределённого элемента. В программе Ansys разработана конечно-элементная параметрическая модель двухкаскадного гасителя колебаний реактивного типа. Пульсационные процессы в гасителе смоделированы с помощью акустического анализа. По трём моделям проведён расчёт частотнозависимых коэффициентов матрицы передачи гасителя с помощью трёх численных экспериментов, в которых используется участок трубопроводной системы, для которого динамические характеристики известны заранее. Рассчитаны характеристические параметры двухкаскадного гасителя колебаний реактивного типа: волновые (характеристические) сопротивления на входе и на выходе и коэффициент собственного затухания. Расчёт проведён с использованием аналитических и конечно-элементных моделей. Разработан однокаскадный гаситель колебаний давления, с регулируемыми параметрами, позволяющий изменять сопротивления жиклёров и резонансных трубок, длину центрального канала и ёмкость расширительной полости. Для разработанного однокаскадного гасителя колебаний проведено сравнение собственных характеристик, рассчитанных по аналитической модели и по результатам экспериментальных исследований.

*Гаситель колебаний; давление; пульсации; математическая модель; программа Ansys*

---

**Цитирование:** Миронова Т.Б., Рекадзе П.Д., Прокофьев А.Б., Родионов Л.В. Расчётные и экспериментальные исследования гасителя пульсаций давления для трубопроводных систем // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 4. С. 144-154.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-144-154

### Введение

В настоящее время гасители колебаний широко применяются в различных гидромеханических системах в таких отраслях, как авиация, машиностроение, сельское хозяйство и др. для снижения пульсаций давления, которые приводят к увеличению виб-

рации агрегатов и систем и могут привести не только к снижению надёжности таких систем, но и к аварийным ситуациям [1; 2]. Преимуществом установки гасителей колебаний в гидромеханические системы для снижения пульсационных и, как следствие, вибрационных нагрузок является тот факт, что это требует минимальных изменений в системе и для разного диапазона частот можно подобрать необходимый гаситель колебаний, который обеспечит снижение виброакустических нагрузок до требуемого диапазона.

Для расчёта гасителей колебаний используются результаты работ [3 – 6], которые основаны на использовании линейных или линеаризованных математических моделей периодического течения жидкости и метода электроакустических аналогий. Наиболее известным и широко распространённым является метод, основанный на универсальной расчётной модели гасителя колебаний в виде гасителя обобщённой структуры, из которой можно получить расчётную схему гасителя для снижения виброакустических нагрузок в рассматриваемой гидромеханической системе [3 – 9]. Обычно динамические характеристики системы, в которую будет установлен гаситель колебаний, определяются заранее либо с помощью расчётов, либо с помощью проведения экспериментальных исследований [3; 4; 7]. Чаще всего при проектировании гасителей выбирают подход, основанный на расчёте эффективности гасителя в гидромеханической системе.

### Математическая модель гасителя колебаний обобщённой структуры

В настоящей статье рассмотрена расчётная модель для обобщённой структуры гасителя колебаний (рис. 1), полученная с помощью метода четырёхполюсников в сосредоточенных параметрах [1].

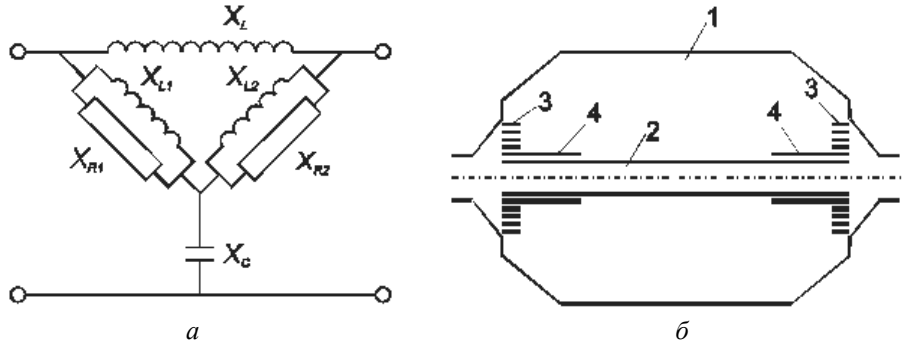


Рис. 1. Гаситель колебаний обобщённой структуры:  
а – электрический аналог; б – принципиальная схема.

1 – расширительная полость (ёмкость  $x_C$ ); 2 – центральный трубопровод (индуктивность  $x_L$ );  
3 – жиклёры (сопротивления  $x_{R1}$  и  $x_{R2}$ ); 4 – резонансные трубки (индуктивности  $x_{L1}$  и  $x_{L2}$ )

С помощью электрогидравлических аналогий каждый элемент гасителя колебаний возможно представить в виде матрицы: расширительную полость как матрицу для ёмкостного сопротивления  $x_C$ , трубопровод в виде матрицы инерционного сопротивления  $x_L$ , диссипативные элементы в виде дросселей, жиклёров и т.п. в виде матриц активного сопротивления  $x_R$

$$x_L = \begin{bmatrix} 1 & j\omega L \\ 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad x_C = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ j\omega C & 1 \end{bmatrix}; \quad x_R = \begin{bmatrix} 1 & R \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где  $L$  – инерционность проточного канала гасителя;  $C$  – ёмкость расширительной полости;  $\omega$  – круговая частота колебаний.

Была рассчитана матрица передачи обобщённого гасителя колебаний в виде:

$$\begin{bmatrix} \frac{L(1-\omega^2 Cx_1)+x_1+x_2-\omega^2 Cx_1x_2}{L+x_1+x_2-\omega^2 Cx_1x_2} & \frac{j\omega L(x_1+x_2-\omega^2 Cx_1x_2)}{L+x_1+x_2-\omega^2 Cx_1x_2} \\ -\frac{1}{j\omega} \left( \frac{\omega^2 LC}{L(x_1+x_2-\omega^2 Cx_1x_2)} \right) \left( (x_1+x_2) - \frac{\omega^2 CLx_1x_2}{L+x_1+x_2-\omega^2 Cx_1x_2} \right) & \frac{L(1-\omega^2 Cx_2)+x_1+x_2-\omega^2 Cx_1x_2}{L+x_1+x_2-\omega^2 Cx_1x_2} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$x_1 = \frac{L_1 R_1}{R_1 + j\omega L_1}; \quad x_2 = \frac{L_2 R_2}{R_2 + j\omega L_2},$$

где  $L_1$  и  $L_2$  – инерционность резонансных трубок.

Были определены частотнозависимые коэффициенты матрицы передачи обобщённого гасителя  $A, B, C, D$  [1; 8]. Полученные выражения (2) были подставлены в уравнения для определения характеристических параметров устройства – сопротивления со стороны входа  $Z_{c1}$  и выхода  $Z_{c2}$  и коэффициента собственного затухания  $K_c$  [1; 8]:

$$K_c = \left| \sqrt{1 - \left[ \frac{\omega^2 LC}{Y} \right] \cdot \left[ (X_1 + X_2) - \frac{\omega^2 LCX_1X_2}{Y} \right]} + \sqrt{- \left[ \frac{\omega^2 LC}{Y} \right] \cdot \left[ (X_1 + X_2) - \frac{\omega^2 LCX_1X_2}{Y} \right]} \right|;$$

$$Z_{c1} = Z_{c2} = \sqrt{\frac{\omega^2 L(x_1+x_2-\omega^2 cx_1x_2)^2}{(L+x_1+x_2-\omega^2 cx_1x_2)\omega^2 Lc \left( x_1+x_2 - \frac{\omega^2 cx_1x_2 L}{L+x_1+x_2-\omega^2 cx_1x_2} \right)}}; \quad (3)$$

$$X_i = \left( \frac{L_i R_i}{R_i + j\omega L_i} \right); \quad Y = L + X_1 + X_2 - \omega^2 CX_1X_2.$$

В гасителе колебаний давления есть участки с размерами, близкими к длине волны, на которых параметры рабочей среды изменяются по их длине. Распределённость параметров учитывалась введением в обобщённую расчётную модель гасителя колебаний матрицы передачи одномерного распределённого элемента взамен матрицы, характеризующей индуктивность  $X_L$ . Матрицу передачи одномерного распределённого элемента можно записать в виде:

$$\begin{bmatrix} ch \frac{j\omega l}{a} & \frac{\rho a}{\pi_1^2} sh \frac{j\omega l}{a} \\ \frac{\pi_1^2}{\rho a} sh \frac{j\omega l}{a} & ch \frac{j\omega l}{a} \end{bmatrix}, \quad (4)$$

где  $a$  – скорость звука;  $l$  – длина центрального трубопровода;  $r_1$  – радиус центрального трубопровода;  $\rho$  – плотность.

Таким образом, была получена матрица гасителя колебаний обобщённой структуры с учётом распределённости параметров:

$$x = \begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix}, \quad (5)$$

где

$$A = \frac{Z_1 \frac{\rho a}{\pi r_1^2} sh \frac{j\omega l}{a} + Z ch \frac{j\omega l}{a}}{\frac{\rho a}{\pi r_1^2} sh \frac{j\omega l}{a} + Z}; \quad D = \frac{Z_2 \frac{\rho a}{\pi r_1^2} sh \frac{j\omega l}{a} + Z ch \frac{j\omega l}{a}}{\frac{\rho a}{\pi r_1^2} sh \frac{j\omega l}{a} + Z}; \quad B = \frac{Z \frac{\rho a}{\pi r_1^2} sh \frac{j\omega l}{a}}{\frac{\rho a}{\pi r_1^2} sh \frac{j\omega l}{a} + Z};$$

$$C = \frac{\left( Z_2 \frac{\rho a}{\pi r_1^2} sh \frac{j\omega l}{a} + Z \cdot ch \frac{j\omega l}{a} \right) \left( Z_1 \frac{\rho a}{\pi r_1^2} sh \frac{j\omega l}{a} + Z \cdot ch \frac{j\omega l}{a} \right)}{\left( Z \frac{\rho a}{\pi r_1^2} sh \frac{j\omega l}{a} \right) \left( \frac{\rho a}{\pi r_1^2} sh \frac{j\omega l}{a} + Z \right)} - \frac{1}{\frac{\rho a}{\pi r_1^2} sh \frac{j\omega l}{a}} + j\omega c + \frac{(Z_1 Z_2)}{Z};$$

$$Z = j\omega(x_1 + x_2 - \omega^2 c x_1 x_2), \quad Z_1 = 1 - \omega^2 c x_1, \quad Z_2 = 1 - \omega^2 c x_2, \quad Y_1 = \frac{\rho a}{\pi r_1^2} sh \frac{j\omega l}{a}.$$

Затем частотнозависимые коэффициенты матрицы передачи гасителя колебаний обобщённой структуры с учётом распределённости параметров из выражения (5) были подставлены в виде уравнений для определения характеристических параметров гасителя колебаний  $Z_{c1}$ ,  $Z_{c2}$  и  $K_c$ :

$$Z_{c1} = \sqrt{\frac{V(ZY_1)^2}{W(VW-U)}}; \quad Z_{c2} = \sqrt{\frac{W(ZY_1)^2}{V(VW-U)}}; \quad K_c = \left| \frac{\sqrt{VW} + \sqrt{VW-U}}{Y_1 + Z} \right|,$$

где

$$W = Z_2 Y_1 + ch \frac{j\omega l}{a} Z; \quad V = Z_1 Y_1 + ch \frac{j\omega l}{a} Z; \quad U = (Z + Y_1) \left( Z + \frac{\omega c}{j} Y_1 Z - Y_1 Z_1 Z_2 \right).$$

### Расчёт собственных характеристик гасителя колебаний в распределённых параметрах

С помощью программы Ansys и расчётно-экспериментальной методики определения динамических характеристик гидравлических устройств, описываемых пассивными четырёхполюсниками, были определены такие характеристические параметры двухкаскадного гасителя колебаний реактивного типа, как волновые (характеристические) сопротивления на входе  $Z_{c1}$ , на выходе  $Z_{c2}$  и коэффициент собственного затухания  $K_c$ . Были определены частотнозависимые коэффициенты матрицы передачи гасителя  $A, B, C, D$ .

Геометрическая модель и параметры исследуемого гасителя колебаний представлены на рис. 2, а. Геометрические размеры гасителя:  $LEN = 0,4$  м;  $L1 = 0,37$  м;  $L3 = 0,08$  м;  $L4 = 0,03$  м;  $L5 = 0,2005$  м;  $L6 = 0,05$  м;  $r1 = 0,007$  м;  $r2 = 0,01$  м;  $r3 = 0,08$  м.

В программе Ansys разработана конечно-элементная параметрическая модель двухкаскадного гасителя колебаний реактивного типа (рис. 2, б). Расчёт силового гармонического возбуждения проводился в модуле Ansys Harmonic.

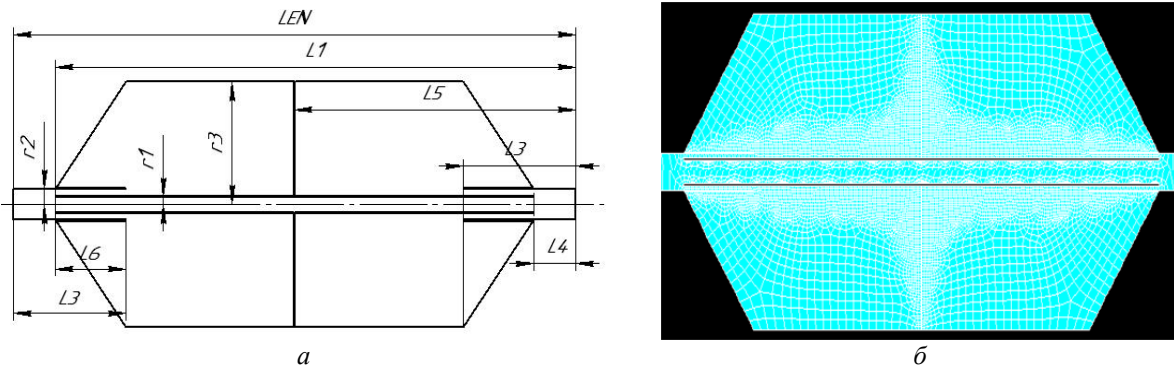


Рис. 2. Двухкаскадный гаситель колебаний реактивного типа:  
 а – геометрическая модель гасителя; б – конечно-элементная модель гасителя

В качестве рабочей жидкости в гасителе используется АМГ-10. Скорость звука в рабочей жидкости  $c = 1300$  м/с, плотность рабочей жидкости  $\rho_{ж} = 870$  кг/м<sup>3</sup>. Параметры материала гасителя колебаний (сталь Ст 40): плотность материала  $\rho = 7850$  кг/м<sup>3</sup>, модуль упругости  $E = 2 \cdot 10^{11}$  Па, коэффициент Пуассона  $\nu = 0,2$ . Граничные условия для конечно-элементной параметрической модели двухкаскадного гасителя заданы в виде частоты и амплитуды колебаний давления рабочей жидкости на входе в трубопровод.

Пульсационные процессы в гасителе были смоделированы с помощью акустического анализа, который включает моделирование процессов в жидкой среде. Задача решалась в осесимметричной постановке.

Частотнозависимые коэффициенты для матрицы передачи гасителя колебаний давления были определены по результатам трёх численных исследований (рис. 3). В них используется участок трубопроводной системы, для которого динамические характеристики уже известны заранее. Далее определяются комплексные амплитуды колебаний давления  $A, B, C, D$  в трёх разных сечениях системы [8]:

$$\left. \begin{aligned} \frac{P'_1}{P'_2} &= A_1 + \frac{B_1}{Z'_2}; \frac{P'_2}{P'_3} = A_x + \frac{B_x}{Z'_n}; \frac{P'_2}{P'_3 \cdot Z'_2} = C_x + \frac{D_x}{Z'_n}; \frac{P''_1}{P''_2} = A_1 + \frac{B_1}{Z''_2}; \\ \frac{P''_2}{P''_3} &= D_x + \frac{B_x}{Z''_n}; \frac{P''_2}{P''_3 \cdot Z''_2} = C_x + \frac{A_x}{Z''_n}; \frac{P'''_1}{P'''_2} = A_x + \frac{B_x}{Z'''_2}; \frac{P'''_2}{P'''_3} = A_1 + \frac{B_1}{Z'''_n}; \frac{P'''_2}{P'''_3 \cdot Z'''_2} = C_1 + \frac{D_1}{Z'''_n} \end{aligned} \right\}, \quad (6)$$

где  $A_x = \frac{P'_2}{P'_3}$ ;  $B_x = \frac{P'''_1 - A_x P'''_2}{C_1 P'''_3}$ ;  $C_x = \frac{P'_1 - A_1 P'_2}{B_1 P'_3}$ ;  $D_x = \frac{P''_1 - A_1 P''_2}{B_1 P''_3}$ ;  $D_x = \frac{P''_2}{P''_3}$ ;

$A_x, B_x, C_x, D_x$  – исследуемые характеристики в виде комплексных амплитуд колебаний давления;  $A_1, B_1, C_1, D_1$  – параметры участка с известными частотными характеристиками



ками;  $Z'_H = Z''_H = Z'''_H$  – импеданс нагрузки в трёх сечениях;  $P'_1$  – давление в первом сечении для первого численного исследования;  $P''_1$  – давление в первом сечении для второго численного исследования;  $P'''_1$  – давление в первом сечении для третьего численного исследования;  $P_i^j$  –  $i$  номер сечения,  $j$  – номер численного исследования.

Оценка точности решения проводилась по совпадению значений коэффициента  $C_x$  в двух расчётах и с помощью определения детерминанта матрицы передачи гасителя:  $AD - BC = 1$ .

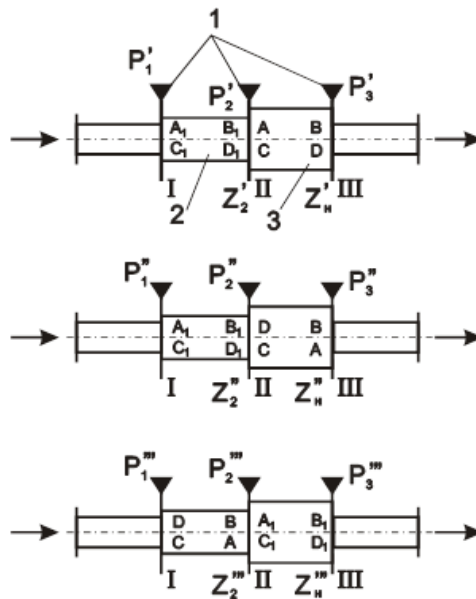


Рис. 3. Схема проведения трёх численных исследований для расчёта динамических характеристик гасителя колебаний:

1 – сечения, для которых определяются комплексные амплитуды давления;  
2 – элемент с известными частотными характеристиками; 3 – исследуемый гаситель колебаний

Результаты расчёта в программе Ansys получены в виде распределения давления в системе гаситель – трубопровод. Они позволили определить величины комплексных амплитуд колебаний давления в сечениях I, II и III и по соотношениям (6) рассчитать коэффициенты  $A_x$ ,  $B_x$ ,  $C_x$ ,  $D_x$  матрицы передачи с помощью программного комплекса MathCAD. Полученные значения частотнозависимых коэффициентов были подставлены в уравнения для определения характеристических параметров устройства: сопротивления на входе  $Z_{c1}$ , на выходе  $Z_{c2}$  и коэффициента собственного затухания  $K_c$ .

Были рассчитаны частотнозависимые коэффициенты матрицы передачи гасителя в сосредоточенных параметрах, которые затем были подставлены в уравнения для определения характеристических параметров гасителя: волновых сопротивлений на входе и выходе гасителя и коэффициента собственного затухания:

$$Z_{c1} = Z_{c2} = (1 - \omega^2 L_{01} C) \sqrt{\frac{L}{C(1 - \omega^2 C(L_{01} + L))}}; \quad (7)$$

$$K_c = 1 - \frac{2\omega^2 LC}{1 - \omega^2 L_{01} C} + 2j\omega \sqrt{\frac{LC}{1 - \omega^2 L_{01} C} \left(1 - \frac{\omega^2 LC}{1 - \omega^2 L_{01} C}\right)}.$$

Результаты расчёта собственных характеристик гасителя колебаний с помощью численной модели в Ansys и аналитической модели показаны на рис. 4, где цифрами обозначены: 1 – результаты расчёта по аналитической модели в сосредоточенных параметрах; 2 – результаты расчёта по численной модели с использованием программы Ansys; 3 – результаты расчёта по аналитической модели с учётом распределённости параметров центрального канала. Волновые сопротивления со стороны входа  $Z_{c1}$  и выхода  $Z_{c2}$  получаются в виде комплексных чисел и для построения графиков берутся по модулю.

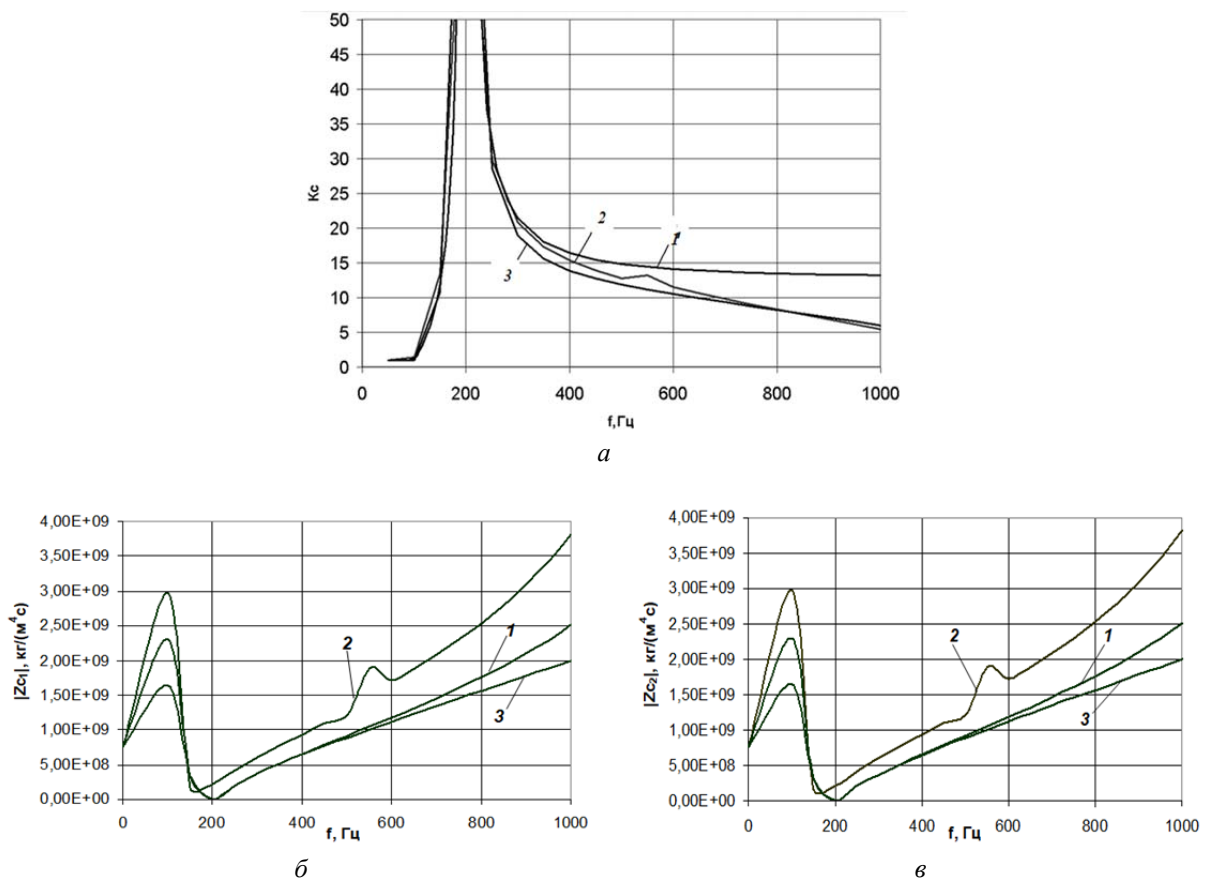


Рис. 4. Собственные частотные характеристики гасителя колебаний:  
 а – коэффициент собственного затухания; б – модуль волнового сопротивления на входе гасителя;  
 в – модуль волнового сопротивления на выходе гасителя

Из рис. 4 видно, что результаты, полученные с помощью трёх моделей, на низких частотах практически совпадают. Однако на высоких частотах есть расхождение. Это можно объяснить отсутствием учёта распределённости параметров в аналитической модели для центрального инерционного канала и расширительной полости гасителя колебаний.

Учесть данную распределённость можно введением в аналитическую модель вместо матрицы инерционного сопротивления  $X_L$  матрицы для распределённого элемента. Тогда матрицу для гасителя колебаний можно будет записать в виде:

$$x = \begin{bmatrix} \bar{A} & \bar{B} \\ \bar{C} & \bar{D} \end{bmatrix}, \quad (8)$$

где

$$\bar{A} = \bar{D} = 2 \left( \frac{j\omega C}{1 - \omega^2 L_0 C} \frac{\rho a}{\pi r_1^2} sh \frac{j\omega l}{a} ch \frac{j\omega l}{a} \right) + 2 \left( ch \frac{j\omega l}{a} \right)^2 - 1;$$

$$\bar{B} = 2 \left( ch \frac{j\omega l}{a} \right) \left( \frac{\rho a}{\pi r_1^2} sh \frac{j\omega l}{a} \right);$$

$$\bar{C} = 2 \left( \frac{j\omega C}{1 - \omega^2 L_0 C} \frac{\rho a}{\pi r_1^2} sh \frac{j\omega l}{a} ch \frac{j\omega l}{a} + 2 \frac{j\omega C}{1 - \omega^2 L_0 C} \left( ch \frac{j\omega l}{a} \right)^2 + \frac{\pi r_1^2}{\rho a} \left( ch \frac{j\omega l}{a} \right)^3 - \frac{j\omega C}{1 - \omega^2 L_0 C} \frac{\pi r_1^2}{\rho a} \frac{ch \frac{j\omega l}{a}}{sh \frac{j\omega l}{a}} \right).$$

В соответствии с представленной на рис. 5 структурной схемой была разработана конструктивная схема для гасителя колебаний давления с регулируемыми параметрами (рис. 6), в котором можно изменять сопротивление жиклёров и сопротивление резонансных трубок, длину центрального канала и ёмкость расширительной полости. Данные регулируемые параметры позволяют настраивать гаситель и получать нужное снижение динамических нагрузок трубопроводной системы.



Рис. 5. Схема гасителя колебаний давления с регулируемыми параметрами

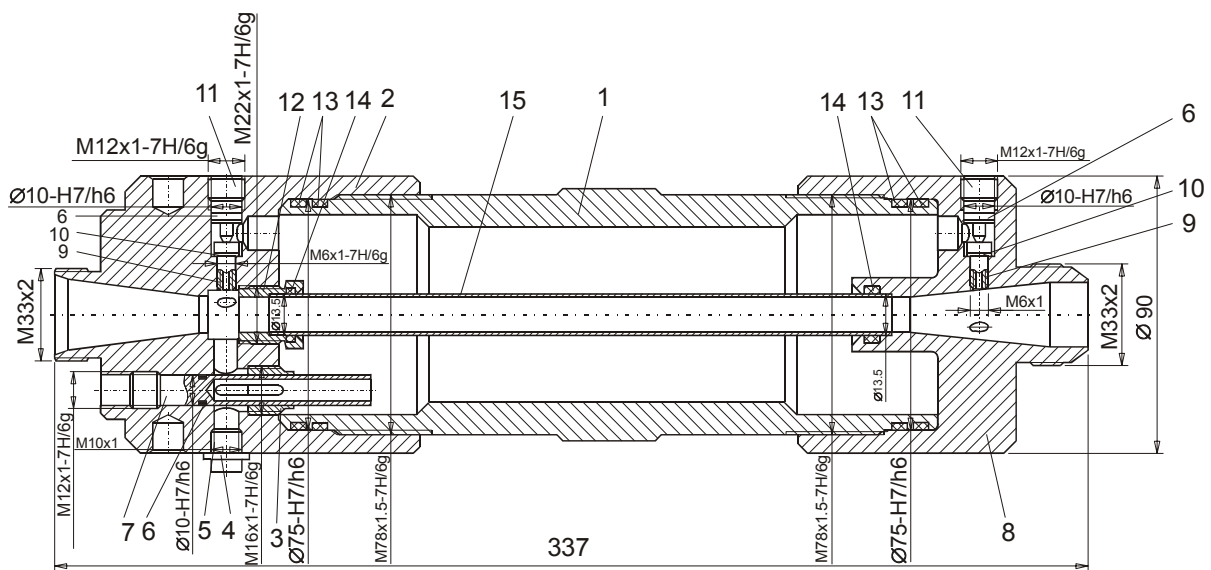
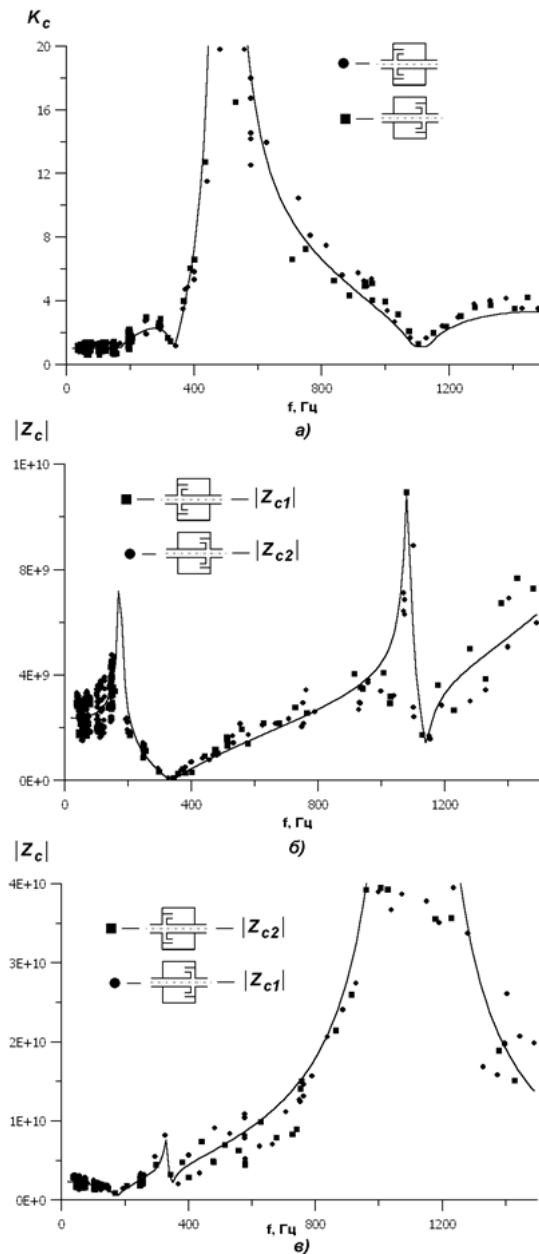


Рис. 6. Конструкция гасителя колебаний давления с регулируемыми параметрами:  
1 – корпус; 2 – передняя крышка; 3 – втулка; 4 – шайба; 5 – винт; 6; 13; 14 – уплотнительные кольца;  
7 – винт-трубка (резонансная трубка); 8 – задняя крышка; 9 – винт-жиклёр; 10 – шайба;  
11 – упор; 12 – державка; 15 – проточная трубка



*Рис. 7. Собственные частотные характеристики гасителя колебаний с регулируемыми параметрами, полученные с помощью расчётов (линии) и экспериментальных исследований (точки):*

- а – коэффициент собственного затухания;*
- б – модуль волнового сопротивления на входе гасителя;*
- в – модуль волнового сопротивления на выходе гасителя*

Были проведены численные и экспериментальные исследования собственных характеристик гасителя по представленной выше методике. На рис. 7 приведены результаты экспериментальных исследований в виде точек, а результаты, полученные по расчётным моделям, в виде линий.

На графиках рис. 7 видно, что результаты по расчётной модели хорошо совпадают с результатами экспериментальных исследований на всём диапазоне частот, исключая высокие частоты и резонансные зоны.

Результаты исследования были получены в рамках выполнения государственного задания Минобрнауки России (Проект №FSSS-2024-0015)

### Библиографический список

1. Иголкин А.А., Крючков А.Н., Макарьянц Г.М., Прокофьев А.Б., Прохоров С.П., Шахматов Е.В., Шорин В.П. Снижение колебаний и шума в гидромеханических системах. Самара: СГАУ, 2005. 314 с.
2. Макарьянц Г.М., Прокофьев А.Б., Шахматов Е.В. Обеспечение работоспособности трубопроводной обвязки стенда для наземных испытаний рулевых машин // Труды III Международной научно-технической конференции «Гидравлические машины, гидроприводы и гидропневмоавтоматика» (7-9 июня 2005 г., Санкт-Петербург). СПб: Изд-во Политехнического ун-та, 2005. С. 268-272.
3. Шорин В.П. Устранение колебаний в авиационных трубопроводах. М.: Машиностроение, 1980. 159 с.
4. Алексеев А.М., Сборовский А.К. Судовые виброгасители. Л.: Судпромгиз, 1962. 196 с.
5. Башта Т.М. Гидравлические приводы летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1967. 495 с.
6. Гризодуб Ю.Н. К исследованию переменного движения жидкости в многоузловых гидравлических системах машин и автоматических устройств // Автоматика и телемеханика. 1952. Т. 13, № 1. С. 55-60.
7. РТМ 1672-82. Гасители колебаний давления жидкости с активным волновым сопротивлением. Методика расчёта параметров. М.: НИИСУ, 1982. 21 с.
8. Прокофьев А.Б. Исследование процессов виброакустического взаимодействия в элементах гидромеханических систем двигателей летательных аппаратов. Дис. ... канд. техн. наук. Самара, 2001. 256 с.
9. Гимадиев А.Г., Крючков А.Н., Леньшин В.В., Прокофьев А.Б., Шахматов Е.В., Шестаков Г.В., Шорин В.П. Снижение виброакустических нагрузок в гидромеханических системах. Самара: СГАУ, 1988. 270 с.

### COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL STUDIES OF A PRESSURE PULSATION DAMPER FOR PIPELINE SYSTEMS

© 2024

- T. B. Mironova** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Power Plant Automatic Systems named after Academician V.P. Shorin; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [mironova.tb@ssau.ru](mailto:mironova.tb@ssau.ru)
- P. D. Rekadze** Candidate of Science (Engineering), Senior Researcher at NII-201 (Institute of Machine Acoustics); Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [rekadze.pd@ssau.ru](mailto:rekadze.pd@ssau.ru)
- A. B. Prokofiev** Doctor of Science (Engineering), Head of the Department of Aircraft Engine Theory named after V.P. Lukachev; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [prok@ssau.ru](mailto:prok@ssau.ru)
- L. V. Rodionov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Power Plant Automatic Systems named after Academician V.P. Shorin; Head of the Department of Research Support; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [rodionov.lv@ssau.ru](mailto:rodionov.lv@ssau.ru)

A generalized-structure analytical model of a pressure pulsation damper for pipeline systems is presented. The model was obtained using the four-pole method. The model is obtained in lumped and distributed parameters. The distributed-element model and finite element model are used for calculating the inherent characteristics of the pressure pulsation damper. The analytical distributed-element model takes into account the distribution parameters of the central inertial channel by introducing into the analytical model a matrix for the distributed element instead of the matrix of inertial resistance. A finite element parametric model of a two-stage reactive-type oscillation damper is developed in the Ansys software. Pulsation processes in the damper are modeled using acoustic analysis. The frequency-dependent coefficients of the damper transfer matrix are calculated for three models using three numerical experiments with a section of the pipeline system with the dynamic characteristics known in advance. The characteristic parameters of the pressure pulsation damper are calculated. These are the wave input impedance, wave output impedance and the inherent vibration damping. The calculation was carried out using analytical and finite element models. A single-stage reactive pressure pulsation damper is developed. The damper is designed in such a way that its settings such as the resistance of the jets and resonance tubes, the length of the central channel and the capacity of the expansion cavity can be changed. The results of experimental and numerical research of the inherent characteristics of a single-stage reactive of a vibration damper are presented.

*Vibration damper; pressure; pulsations; mathematical model; software Ansys*

---

*Citation:* Mironova T.B., Rekadze P.D., Prokofiev A.B., Rodionov L.V. Computational and experimental studies of a pressure pulsation damper for pipeline systems. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 4. P. 144-154. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-144-154

## References

1. Igolkin A.A., Kryuchkov A.N., Makaryants G.M., Prokofiev A.B., Prokhorov S.P., Shakhmatov E.V., Shorin V.P. *Snizhenie kolebaniy i shuma v gidromekhanicheskikh sistemakh* [Suppression of vibrations and noise in hydromechanical systems]. Samara: Samara State Aerospace University, 2005. 314 p.
2. Makaryants G.M., Prokofiev A.B., Shakhmatov E.V. Obespechenie rabotosposobnosti truboprovodnoy obvyazki stenda dlya nazemnykh ispytaniy rulevykh mashin. *Trudy III Mezhdunarodnoy Nauchno-tekhnicheskoy Konferentsii «Gidravlicheskie Mashiny, Hidroprivody i Hidropnevoavtomatika» (June, 7-9, 2005, Saint Petersburg)*. St. Petersburg: Polytechnic University Publ., 2005. P. 268-272. (In Russ.)
3. Shorin V.P. *Ustranenie kolebaniy v aviatsionnykh truboprovodakh* [Suppression of vibrations in aircraft pipelines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1980. 159 p.
4. Alekseev A.M., Sborovskiy A.K. *Sudovye vibrogasiteli* [Marine vibration dampers]. Leningrad: Sudpromgiz Publ., 1962. 196 p.
5. Bashta T.M. *Gidravlicheskie privody letatel'nykh apparatov* [Aircraft hydraulic drives]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1967. 495 p.
6. Grizodub Yu.N. On the study of variable fluid motion in multi-node hydraulic systems of machines and automatic devices. *Avtomatika i Telemekhanika*. 1952. V. 13, no. 1. P. 55-60. (In Russ.)
7. RTM 1672-82. Dampers of fluid pressure fluctuation with active wave impedance. Methodology for calculating parameters. Moscow: NIISU Publ., 1982. 21 p. (In Russ.)
8. Prokofiev A.B. *Issledovanie protsessov vibroakusticheskogo vzaimodeystviya v elementakh gidromekhanicheskikh sistem dvigateley letatel'nykh apparatov. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Study of vibroacoustic interaction processes in elements of hydromechanical systems of aircraft engines. Thesis for a Candidate Degree (Engineering)]. Samara, 2001. 256 p.
9. Gimadiev A.G., Kryuchkov A.N., Len'shin V.V., Prokofiev A.B., Shakhmatov E.V., Shestakov G.V., Shorin V.P. *Snizhenie vibroakusticheskikh nagruzok v gidromekhanicheskikh sistemakh* [Reduction of vibroacoustic loads in hydromechanical systems]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 1988. 270 p.

## ИСПЫТАНИЕ НА ТЕРМОЦИКЛИРОВАНИЕ КЛЕЕВОГО СОЕДИНЕНИЯ «ТИТАН – УГЛЕПЛАСТИК», ПОЛУЧЕННОГО С ПРИМЕНЕНИЕМ ТЕХНОЛОГИИ ЛАЗЕРНОГО ТЕКСТУРИРОВАНИЯ

© 2024

- М. С. Руденко** старший преподаватель кафедры летательных аппаратов;  
Сибирский государственный университет науки и технологий  
имени академика М.Ф. Решетнёва, г. Красноярск;  
[rudenko\\_ms@sibsau.ru](mailto:rudenko_ms@sibsau.ru)
- А. В. Гирн** кандидат технических наук, доцент,  
доцент кафедры летательных аппаратов;  
Сибирский государственный университет науки и технологий  
имени академика М.Ф. Решетнёва, г. Красноярск;  
[girn007@gmail.com](mailto:girn007@gmail.com)
- А. Е. Михеев** доктор технических наук, профессор,  
профессор кафедры летательных аппаратов;  
Сибирский государственный университет науки и технологий  
имени академика М.Ф. Решетнёва, г. Красноярск;  
[michla@mail.ru](mailto:michla@mail.ru)
- В. Б. Тайгин** начальник сектора отдела разработки антенных систем  
и сборки полезных нагрузок космических аппаратов;  
АО «Информационные спутниковые системы» имени  
академика М. Ф. Решетнёва, г. Железногорск;  
[tavgin@iss-reshetnev.ru](mailto:tavgin@iss-reshetnev.ru)

В силовых конструкциях космических аппаратов часто используют клеевое соединение деталей из титановых сплавов и композиционных материалов. Для увеличения прочности клеевого соединения пары «титан – углепластик» необходима предварительная обработка склеиваемых поверхностей. Для обработки поверхности металла в данной работе предлагается применить лазерное текстурирование. Основной целью исследования является экспериментальное определение прочностных характеристик клеевого соединения углепластика и титанового сплава с различными режимами лазерной обработки поверхности металла и определение влияния термоциклирования на образцы клеевого соединения. Поверхность титанового сплава ОТ-4 обрабатывалась лазером при различных режимах, после чего образцы склеивали клеем ВК-9 и LOCTITE® EA 9394 AERO. Склеенные образцы подвергались термоциклированию в вакуумной камере в диапазоне температур от –150 до +150°C. Испытание образцов клеевого соединения на сдвиг показало, что лазерное текстурирование увеличивает прочность соединения в среднем на 60% для клея LOCTITE® EA 9394 AERO и на 142% для клея ВК-9. Образцы с лазерным текстурированием имеют когезионный характер разрушения по углепластику. При термоциклировании у большинства образцов наблюдается незначительное снижение прочности клеевого соединения (в среднем на 6...8%). Полученные результаты показывают, что использование лазерной обработки для подготовки титанового сплава перед склеиванием с композиционным материалом является перспективным методом повышения прочности клеевого соединения для элементов космического аппарата.

*Композиционный материал; титановый сплав; прочность клеевого соединения; термоциклирование; лазерное текстурирование*

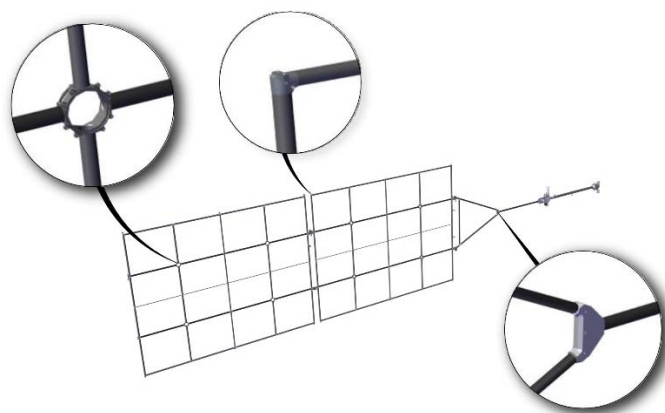
---

**Цитирование:** Руденко М.С., Гирн А.В., Михеев А.Е., Тайгин В.Б. Испытание на термоциклирование клеевого соединения «титан – углепластик», полученного с применением технологии лазерного текстурирования // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 4. С. 155-166. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-155-166

### Введение

Полимерные композиционные материалы (ПКМ), в первую очередь углепластики, являются основными материалами в силовых конструкциях космических аппаратов (КА). Это связано с их высокими удельными физико-механическими характеристиками

ми. Массовая доля композитов в КА может достигать более 80%, они используются в каркасах солнечных батарей, трёхслойных конструкциях, рефлекторах, кронштейнах и т. д. [1; 2] (рис. 1).



*Рис. 1. Пример элементов конструкций космического аппарата, для которых используется клеевое соединение «титан – углепластик»*

Одной из проблем использования ПКМ в конструкциях КА является сложность выполнения разъёмных и неразъёмных соединений. Широко используемые при соединении металлических материалов методы сварки и пайки не могут быть применены в конструкциях из ПКМ. Способы механического крепления с использованием болтов, заклепок и пр. имеют ограниченное применение, поскольку требуют сверления отверстий, что приводит к повреждению волокон, нарушению структуры композита и, как следствие, снижению прочности и жёсткости конструкции. Наиболее надёжными и широко применяемыми способами соединения деталей из ПКМ являются клеевые соединения с использованием металлических «законцовок» и «закладных» элементов. Оптимальными материалами для таких «законцовок» являются лёгкие алюминиевые и титановые сплавы, однако алюминий имеет высокий коэффициент линейного термического расширения (КЛТР) ( $\alpha_L(\text{Al}) = 23,5 \cdot 10^{-6} \text{C}^{-1}$ ), что при эксплуатации в условиях космоса (циклический нагрев – охлаждение) может привести к росту внутренних напряжений в клеевом соединении с углепластиком, который, наоборот, имеет низкий КЛТР (в диапазоне от  $-0,1 \cdot 10^{-6}$  до  $1,5 \cdot 10^{-6} \text{C}^{-1}$ ) [3], и к разрушению соединения. У титана КЛТР ниже ( $\alpha_L(\text{Ti}) = 8 \cdot 10^{-6} \text{C}^{-1}$ ) и он является более прочным и жёстким, чем алюминий, при относительно невысокой плотности. Однако титановые сплавы относятся к трудносклеиваемым материалам, так как на поверхности сплава всегда находится тонкая оксидная плёнка, которая препятствует образованию межатомных и межмолекулярных связей между клеем и подложкой. Поэтому изучение этого вопроса является актуальной научной задачей.

Существуют несколько распространённых способов подготовки поверхности для повышения адгезии между клеем и подложкой. Механическая обработка, такая как пескоструйная обработка, шлифовка абразивом, фрезерование режущим инструментом могут улучшить прочность клеевого соединения за счёт увеличения шероховатости поверхности и очистки поверхности от загрязнений и оксидной плёнки [4; 5]. Однако удаленный оксидный слой образуется вновь сразу после обработки, поэтому прочность клеевых соединений с такой подготовкой остается низкой. Химические методы, в частности травление, анодирование, микродуговое оксидирование также могут увеличить



прочность клеевого соединения за счёт структурной модификации поверхности [6 – 8], но эти процессы являются трудоёмкими, энергозатратными и экологически опасными.

В работе [9] представлены результаты исследования по определению предела прочности на сдвиг, кручение, сжатие и изгиб клеевого соединения законцовки из титанового сплава и штанги из ПКМ. Титановый сплав перед склеиванием подвергался механическому рифлению на токарном станке, а затем химическому травлению для формирования высокой степени микрошероховатости. Такой метод совмещает недостатки механической и химической подготовки титана в связи с длительностью обработки и является низкотехнологичным процессом.

Для увеличения адгезии титановых сплавов с клеем перспективной является лазерная обработка (ЛО) поверхности металлов [10]. Принцип лазерной обработки основан на плавлении, испарении и затвердевании поверхности металлического материала. Лазерный луч проходит от источника излучения к поверхности, где энергия лазерного импульса поглощается металлическим материалом, вследствие чего материал расплавляется и нагревается до температуры испарения. Испарённый материал образует плазменный шлейф на переднем фронте ширины лазерного импульса. Плазменный факел создает высокое внутреннее давление, которое выталкивает расплавленный металлический материал от центра лазерного луча. Выброшенный материал возвращается обратно на поверхность и образует новый затвердевший слой.

В работе [11] нами было исследовано влияние лазерной обработки поверхности титанового сплава на адгезионные и прочностные свойства клеевого соединения. Были выявлены характерные типы текстур при однонаправленной штриховке в зависимости от параметров лазерного излучения. Большое влияние на модификацию поверхности вносит мощность лазерного излучения и шаг траекторий излучения. Проведены предварительные исследования адгезионной прочности клеевой пары «титан – титан». В работе [12] было представлено исследование адгезионной прочности клеевой пары «титан – углепластик», которое показало, что предварительная лазерная обработка поверхности титанового сплава может увеличить прочность соединения на 80% относительно механической обработки. Увеличение прочности клеевого соединения при лазерной обработке зависит от трёх взаимосвязанных факторов. Во-первых, от увеличения площади контакта склеивания, во-вторых, от механического запираания клея в структуре образцов, и в-третьих, от изменения химического состава поверхности. Химический состав структуры поверхности под воздействием лазерного сканирования постепенно трансформируется из  $Ti$  и  $Ti_2O_3$  в кристаллический  $TiO_2$ .

Разработанная и исследованная технология показала высокие результаты испытаний на прочность, но, чтобы использовать её в элементах КА, необходимо подтвердить результаты в условиях, приближённых к космическим. КА на орбите испытывает ионизирующее излучение, условия вакуума, ультрафиолетовое воздействие, влияние микрометеоритов, перепад температур от  $-200$  до  $+200$  °С.

Термоциклирование является одним из основных типов наземных испытаний для космического аппарата, и, в частности, для клеевых соединений [13; 14]. Термоциклирование позволяет оценить долговечность и надёжность клеевых соединений под воздействием экстремальных температур, которые возникают во время эксплуатации космического аппарата на орбите. Прочность после термоциклирования может уменьшиться по причине роста внутренних напряжений в клеевом соединении из-за высокой разности КЛТР. В исследовании [15] прочность клеевого соединения стеклопластика после термоциклирования упала на 20%, а жёсткость на 18%. Термоциклирование также влияет на характер разрушения.

Основной целью настоящего исследования является экспериментальное определение характеристик клеевого соединения углепластика и титанового сплава с различ-

ными видами лазерной обработкой поверхности, а также определение влияния термоциклирования на такие соединения.

### Экспериментальные исследования

Определение влияния термоциклирования на прочность клеевого соединения клеевой пары «титан – углепластик» включало следующие этапы:

- 1) поверхности титанового сплава обрабатывались лазерным лучом тремя режимами;
- 2) осуществлялось склеивание титана и композиционного материала (углепластика) для испытания на сдвиг двумя видами клея: ВК-9 и LOCTITE® EA 9394 AERO по ОСТ 92-0949-74;
- 3) половина подготовленных образцов подверглась термоциклированию в вакуумной камере;
- 4) производилось испытание образцов на сдвиг на разрывной машине;
- 5) проводился анализ полученных при испытаниях результатов.

Образцы композиционного материала были изготовлены из углепластика КМУ-Сатин4Н/4. Размеры образцов 70×20×1 мм, количество слоёв 10 (рис. 2). КМУ-Сатин4Н/4 изготовлен методом прямого прессования из препрега ПУ-Сатин4Н/4 154.ТУ180, состоящего из углеродной ткани УТ-3К-Сатин4Н-185-30 (ТУ 23.99.14-032-75969440) пропитанной эпоксифенольным связующим ЭНФБ (ТУ 1-596-36). Из такого композиционного материалы изготавливают детали КА, работающие в интервале температур от –170 до +150 °С при нормальном давлении и в условии вакуума до 10<sup>-8</sup> Па, дозы радиации могут достигать 6·10<sup>8</sup> рад.

Физико-механические характеристики композиционного материала КМУ-Сатин4Н/4 представлены в табл. 1.

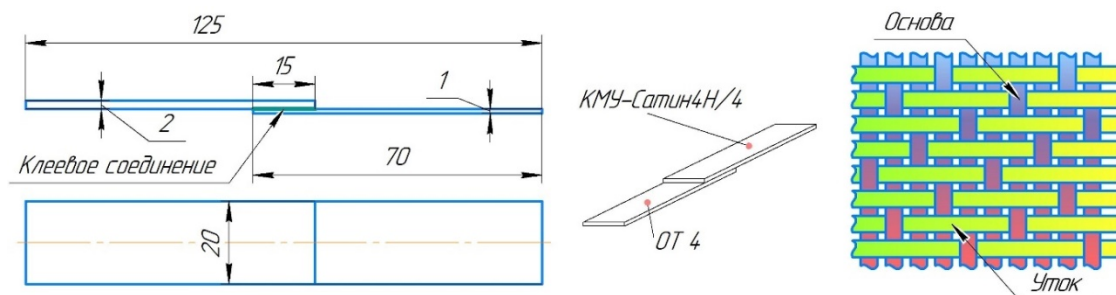


Рис. 2. Схема клеевого соединения пары «титан – углепластик»

Таблица 1. Характеристики полимерного композиционного материала КМУ-Сатин4Н/4

№	Показатель	Значение
1	Пористость, % не более	3,5
2	Предел прочности при растяжении, МПа	735,5
3	Предел прочности при сдвиге, МПа	49

Для титановых образцов использовался сплав ОТ-4, который широко применяется в конструкции КА. Размер образцов титанового сплава 70×20×2 мм.

В табл. 2 представлены варианты поверхностной обработки титанового сплава и углепластика, используемый клей и режим воздействия на клеевое соединение после склеивания.

Параметры режимов лазерной обработки титановых образцов (№3, №12, №13) представлены в табл. 3.

Таблица 2. Варианты образцов клеевого соединения для испытаний

№ варианта	Лазерная обработка поверхности ОТ-4	Обработка углепластика	Клей	Термоциклирование	Количество образцов
1	–	Пескоструйная	БК-9	–	5
2	–	Пескоструйная	LOCTITE® EA 9394 AERO	–	5
3	Режим № 3	Пескоструйная	БК-9	–	5
4	Режим № 3	Пескоструйная	БК-9	+	5
5	Режим № 3	Пескоструйная	LOCTITE® EA 9394 AERO	–	5
6	Режим № 3	Пескоструйная	LOCTITE® EA 9394 AERO	+	5
7	Режим № 12	Пескоструйная	БК-9	–	5
8	Режим № 12	Пескоструйная	БК-9	+	5
9	Режим № 12	Пескоструйная	LOCTITE® EA 9394 AERO	–	5
10	Режим № 12	Пескоструйная	LOCTITE® EA 9394 AERO	+	5
11	Режим № 13	Пескоструйная	БК-9	–	5
12	Режим № 13	Пескоструйная	БК-9	+	5
13	Режим № 13	Пескоструйная	LOCTITE® EA 9394 AERO	–	5
14	Режим № 13	Пескоструйная	LOCTITE® EA 9394 AERO	+	5

Таблица 3. Параметры режимов лазерной обработки

Параметр	Режим №3	Режим №12	Режим №13
Мощность лазера, Вт	20	20	10
Скорость обработки, мм/с	200	200	400
Количество полос на 1 мм, мм <sup>-1</sup>	15	25	25
Длина волны лазера, мкм	1,064		
Частота следования импульса, кГц	40		
Ширина импульса, нс	200		
Энергия в импульсе, мДж	1		
Количество проходов	2		

Обработка поверхности титановых образцов проводилась иттербиевым импульсным волоконным лазером (IPG, YLPM-1-4×200-20-20) при комнатной температуре в стандартной атмосфере. В работе [11] были выявлены оптимальные режимы лазерной обработки поверхности, которые используются в данной работе.

Обработка проводилась однонаправленной штриховкой рабочей зоны. Площадь обрабатываемой поверхности 15×20 мм. Для обеспечения статистической надёжности испытания проводились на пяти образцах для каждого выбранного режима.

На рис. 3 представлена текстура поверхности в зависимости от режима лазерной обработки. Шероховатость поверхности вследствие лазерной обработки увеличилась для режима №3 с Ra = 0,78 мкм до Ra = 9,65 мкм; для режима №12 с Ra = 0,78 мкм до Ra = 5,37 мкм; для режима №13 с Ra = 0,78 мкм до Ra = 1,76 мкм.

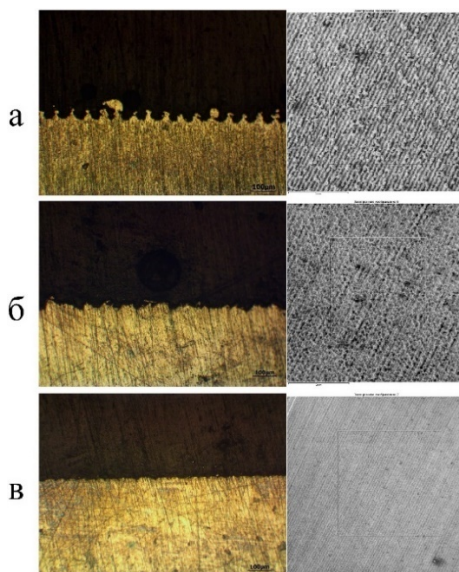


Рис. 3. Текстура поверхности в зависимости от режима обработки:  
а – режим №3; б – режим №12; в – режим №13

Для увеличения площади зоны склеивания поверхность углепластика подвергалась пескоструйной обработке, средняя шероховатость поверхности при этом увеличилась с  $Ra = 1,8$  мкм до  $Ra = 4,3$  мкм. Чтобы минимизировать влияние загрязнения поверхности с течением времени, склеивание образцов проводилось через 4 часа после лазерной обработки. Перед склеиванием обработанные поверхности титанового сплава и углепластика обезжиривались ацетоном. Площадь клеевого соединения  $S = 300$  мм<sup>2</sup>.

В исследовании использовались два клея, применяемых для конструкций КА: трёхкомпонентный ВК-9 (ОСТ 1-90281-86) и двухкомпонентный конструкционный пастообразный клей LOCTITE® EA 9394 AERO. Оба клея полимеризуются при комнатной температуре и обладают высокой прочностью при температурах до 177°C и выше, что и определяет его использование в сборке элементов КА. Склеивание проводилось по ОСТ 92-0949-74.

Испытание на воздействие циклического изменения температуры в условиях вакуума проводилось в вакуумной камере, при остаточном давлении  $5 \cdot 10^{-3}$  Па. Нагрев образцов осуществляли лампами типа КГ-127-1000, а охлаждение – жидким азотом. Клеевые соединения подверглись 10 температурным циклам. Диапазон температур составил от  $-150$  до  $150$  °С.

Для определения прочности клеевого соединения пары «титан – углепластик» испытывались образцы на сдвиг. Испытания проводились на универсальной разрывной машине Eurotest T-50 (S.A.E.IBERTEST, Испания) со скоростью 3 мм/мин.

Для анализа микроструктуры и микрорельефа обработанных лазером поверхностей использовали сканирующий электронный микроскоп Tescan Vega 3 (ХМУ, Чехия) и оптический металлографический микроскоп Neophot-32 (Carl Zeiss, Германия). Шероховатость обработанной поверхности измеряли профилометром TR110 (TIME Group Inc., Китай).

### Результаты испытаний

На рис. 4 представлены значения среднего предела прочности клеевого соединения для каждой группы образцов при использовании клея LOCTITE® EA 9394 AERO (для образцов без лазерной обработки и обработанных по трём режимам). На рис. 5 представлены подобные результаты для клея ВК-9.

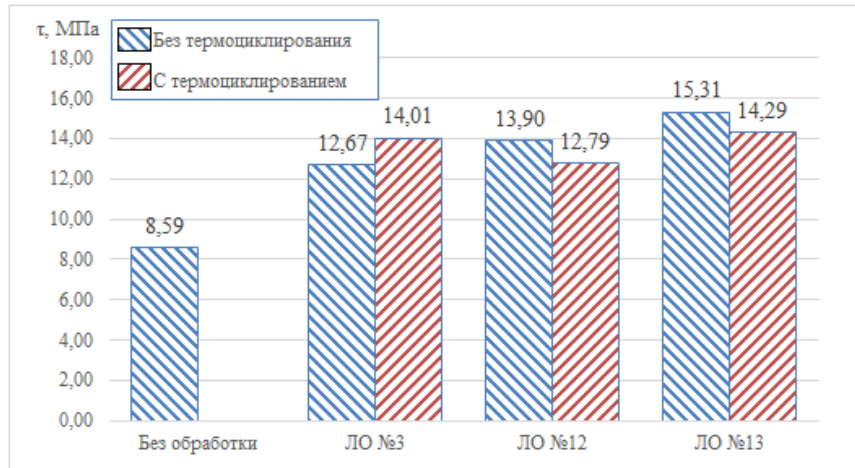


Рис. 4. Прочность клеевого соединения при использовании клея LOCTITE® EA 9394 AERO

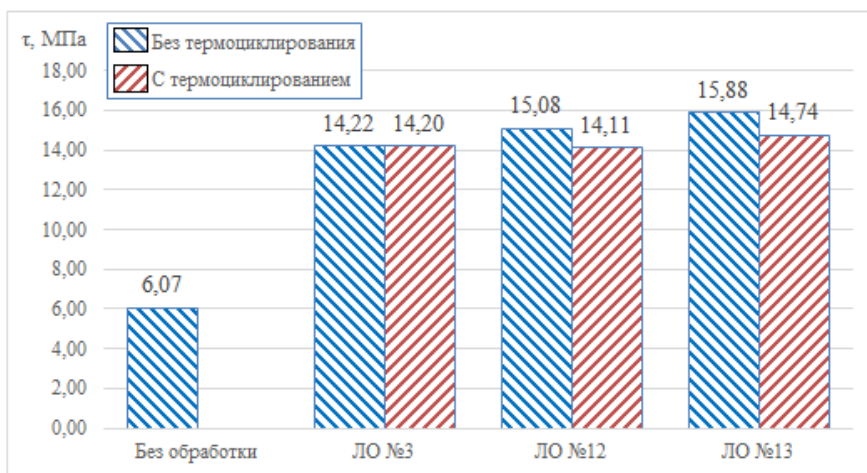


Рис. 5. Прочность клеевого соединения при использовании клея BK-9

Предел прочности клеевого соединения после лазерной обработки увеличился в среднем на 60% для клея LOCTITE® EA 9394 AERO и на 142% для клея BK-9 соответственно. После термоциклирования у большинства образцов наблюдается незначительное снижение прочности клеевого соединения в среднем на 6...8%. Это подтверждает возможность использования лазерной обработки титановых сплавов в узлах космического аппарата, подвергающихся циклическому нагреванию и охлаждению во время орбитального полёта.

Образцы без предварительной подготовки поверхности разрушились адгезионно между поверхностью титанового сплава и клея (рис. 6, а), что подтверждает низкие адгезионные характеристики титана. Наблюдались случаи смешанного разрушения соединения (рис. 6, б). Произошло адгезионное и когезионное разрушение углепластика. Это можно объяснить проникновением клея в структуру композиционного материала через микропоры. Большая часть образцов при испытании разрушилась когезионно по углепластику (рис. 6, в, г, д, е), что соответствует разрушению «в» на рис. 7. Это подтверждает, что адгезия между титаном и клеем выше расчётной прочности полимерного композиционного материала для данной марки композита КМУ-Сатин4Н/4.

Следует отметить, что соединение внахлёт подвергается изгибу во время нагрузки, создавая большие напряжения [15]. Многослойные композиты имеют слабую прочность в перпендикулярном направлении армирования. Для дальнейшего повышения прочности клеевого соединения необходимо увеличивать межслойную прочность углепластика.



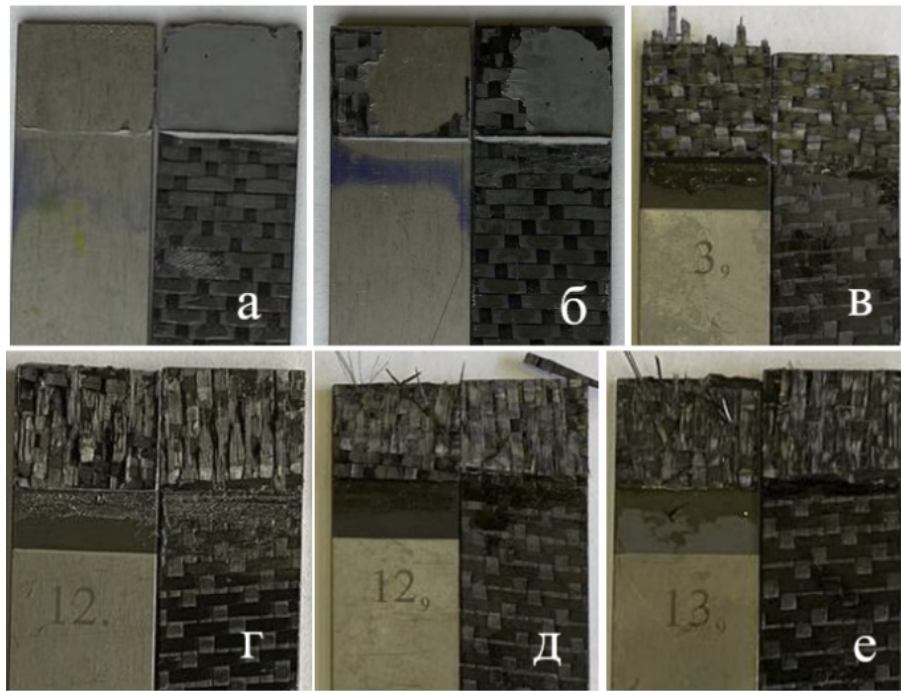


Рис. 6. Характер разрушения варианта клеевого соединения из табл. 2:  
 а, б – №2; в – №3; г – №9; д – №8; е – №12

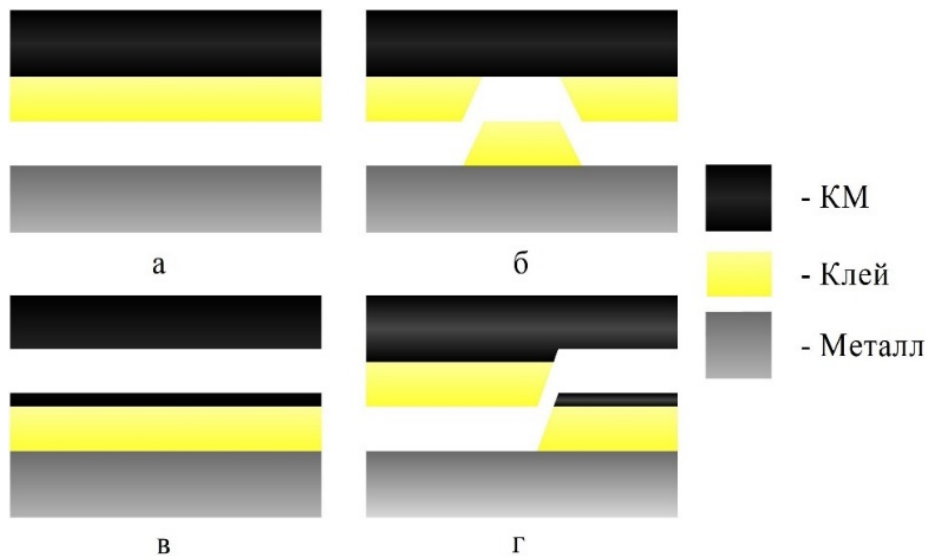


Рис. 7. Режимы разрушения клеевого соединения:  
 а – адгезионный, на границе разделов титан – клей; б – когезионное разрушение по клеевому шву;  
 в – когезионное, межслойное разрушение углепластика; г – смешанное разрушение

В работе [11] были проведены испытания на сдвиг клеевой пары «титан – титан» с лазерным текстурированием поверхности. Значение прочности на сдвиг для режима №3, №12 и №13 составило 25,13; 24,17 и 21,83 МПа соответственно. Характер разрушения клеевого соединения на трёх режимах обработки являлся адгезионным (рис. 7, а). При сравнении представленных результатов испытаний с предыдущими исследованиями выявлена разница адгезионной прочности между клеем и поверхностью металла в пределах 9...12 МПа.

## Заключение

Полученные результаты показывают, что использование лазерной обработки для подготовки титанового сплава перед склеиванием с композиционным материалом является перспективным методом повышения прочности клеевого соединения для элементов космического аппарата. Предел прочности на сдвиг клеевого соединения с лазерным текстурированием поверхности титанового сплава для клея ВК-9 вырос на 142%, для клея LOCTITE® EA 9394 AERO – на 60%. После проведённых испытаний на термоциклирование прочность клеевого соединения упала на 6...8%, что подтверждает возможность использовать лазерное текстурирование титановых сплавов на узлах космического аппарата, подвергающихся циклическому нагреванию и охлаждению во время орбитального полёта. Стоит отметить, что высокая шероховатость поверхности приводит к большей эффективной площади клеевого соединения. Но сложный микро-рельеф способствует задерживанию пузырьков воздуха в клее, что приводит к недостаточной смачиваемости поверхности. Поэтому при внедрении технологии в производство необходимо использовать клей с низкой вязкостью или создавать давление во время склеивания для затекания клея в микрорельеф.

## Библиографический список

1. Терлецкий Г.С., Зыков А.О., Тайгин В.Б. Анализ конструкций мембранных трансформируемых антенн космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2022. Т. 6, № 3 (41). С. 149-162. DOI: 10.26732/j.st.2022.3.01
2. Волков М.В., Двирный В.В. Каркас солнечной батареи из труб треугольного сечения // Космические аппараты и технологии. 2021. Т. 5, № 3 (37). С. 160-165. DOI: 10.26732/j.st.2021.3.05
3. Быткин В.Е., Жидкова О.Г., Комаров В.А. Выбор материалов для изготовления размеростабильных несущих конструкций // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технология и машиностроения. 2018. Т. 17, № 1. С. 100-117. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-100-117
4. Ануфриенко В.Е., Волков М.В., Надеин И.О., Филиппов А.А. Способ подготовки поверхности металлических фитингов к склеиванию с трубами из композиционного материала // Материалы XXVI Международной научно-практической конференции «Решетнёвские чтения», посвящённой памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнёва (09-11 ноября 2022 г., Красноярск). Ч. 1. Красноярск: СибГУ им. М. Ф. Решетнёва, 2022. С. 6-8.
5. Khan A.A., Al Kheraif A.A., Alhijji S.M., Matinlinna J.P. Effect of grit-blasting air pressure on adhesion strength of resin to titanium // International Journal of Adhesion and Adhesives. 2016. V. 65. P. 41-46. DOI: 10.1016/j.ijadhadh.2015.11.003
6. Hu Y., Zhang J., Wang L., Jiang H., Cheng F., Hu X. A simple and effective resin pre-coating treatment on grinded, acid pickled and anodised substrates for stronger adhesive bonding between Ti-6Al-4V titanium alloy and CFRP // Surface and Coatings Technology. 2022. V. 432. DOI: 10.1016/j.surfcoat.2021.128072
7. Сибилева С.В., Каримова С.А. Обработка поверхности титановых сплавов для обеспечения адгезионных свойств (обзор) // Авиационные материалы и технологии. 2013. № S2. С. 25-35.
8. Prolongo S.G., Ureña A. Effect of surface pre-treatment on the adhesive strength of epoxy-aluminium joints // International Journal of Adhesion and Adhesives. 2009. V. 29, Iss. 1. P. 23-31. DOI: 10.1016/j.ijadhadh.2008.01.001

9. Удод Л.С., Наговицин В.Н. Подготовка поверхности деталей из титановых сплавов под склеивание с деталями из полимерных композиционных материалов // Космические аппараты и технологии. 2022. Т. 6, № 4 (42). С. 263-271. DOI: 10.26732/j.st.2022.4.05

10. Min J., Wan H., Carlson B.E., Lin J., Sun Ch. Application of laser ablation in adhesive bonding of metallic materials: A review // Optics and Laser Technology. 2020. V. 128. DOI: 10.1016/j.optlastec.2020.106188

11. Гирн А.В., Руденко М.С., Тайгин В.Б., Михеев А.Е., Раводина Д.В. Влияние лазерной обработки поверхности титановых образцов на адгезионную прочность клеевых соединений // Космические аппараты и технологии. 2022. Т. 6, № 2 (40). С. 90-101. DOI: 10.26732/j.st.2022.2.03

12. Руденко М.С., Гирн А.В., Михеев А.Е., Тайгин В.Б. Лазерная обработка титановых сплавов для увеличения прочности клеевого соединения с углепластиком // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 188-194. DOI: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-188-194

13. Алямовский А.И., Давыдов Д.Я., Земцова Е.В., Копыл Н.И. Результаты экспериментальных исследований высокотемпературных клеевых композиций на биосмалеимидной основе применительно к конструкциям ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. 2020. № 3 (30). С. 24-34. DOI: 10.33950/spacetech-2308-7625-2020-3-24-34

14. Sousa J.M., Correia J.R., Firmo J.P., Cabral-Fonseca S., Gonilha J. Effects of thermal cycles on adhesively bonded joints between pultruded GFRP adherends // Composite Structures. 2018. V. 202. P. 518-529. DOI: 10.1016/j.compstruct.2018.02.081

15. Hu Y., Yuan B., Cheng F., Hu X. NaOH etching and resin pre-coating treatments for stronger adhesive bonding between CFRP and aluminium alloy // Composites Part B: Engineering. 2019. V. 178. DOI: 10.1016/j.compositesb.2019.107478

## **THERMOCYCLING TEST OF A TITANIUM-CARBON FIBER ADHESIVE JOINT PRODUCED USING LASER TEXTURING TECHNOLOGY**

© 2024

**M. S. Rudenko** Senior Lecturer of the Department of Aircraft;  
Reshetnev Siberian State University of Science and Technology,  
Krasnoyarsk, Russian Federation;  
[rudenko\\_ms@sibsau.ru](mailto:rudenko_ms@sibsau.ru)

**A. V. Girn** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor,  
Associate Professor of the Department of Aircraft;  
Reshetnev Siberian State University of Science and Technology,  
Krasnoyarsk, Russian Federation;  
[girn007@gmail.com](mailto:girn007@gmail.com)

**A. E. Mikheev** Doctor of Science (Engineering), Professor,  
Professor of the Department of Aircraft;  
Reshetnev Siberian State University of Science and Technology,  
Krasnoyarsk, Russian Federation;  
E-mail: [michla@mail.ru](mailto:michla@mail.ru)

**V. B. Taigin** Head of the Sector of the Department for the Development of Antenna  
Systems and the Assembly of Payloads of Spacecraft,  
JSC Information Satellite Systems named after academician  
M.F. Reshetnev, Zheleznogorsk, Russian Federation;  
[taygin@iss-reshetnev.ru](mailto:taygin@iss-reshetnev.ru)



In spacecraft load-bearing structures, adhesive bonding of titanium alloy and composite material parts is often used. To increase the strength of the adhesive bond of the titanium-carbon fiber reinforced plastic pair, preliminary treatment of the bonded surfaces is necessary. In this paper, it is proposed to use laser texturing to process the metal surface. The main objective of the study is to experimentally determine the strength characteristics of the adhesive bond of carbon fiber reinforced plastic and titanium alloy with different modes of laser processing of the metal surface and to determine the effect of thermal cycling on the samples of the adhesive bond. The surface of the OT-4 titanium alloy was laser processed in different modes, after which the samples were glued with VK-9 and LOCTITE® EA 9394 AERO glue. The glued samples were subjected to thermal cycling in a vacuum chamber in the temperature range from  $-150$  to  $+150$  °C. Shear testing of adhesive bond samples showed that laser texturing increases bond strength by an average of 60% for LOCTITE® EA 9394 AERO adhesive and by 142% for VK-9 adhesive. Samples with laser texturing have a cohesive nature of failure on carbon fiber. During thermal cycling, most samples show a slight decrease in adhesive bond strength by an average of 6...8%. The results show that the use of laser processing to prepare titanium alloy before bonding with composite material is a promising method for increasing the strength of adhesive bonds for spacecraft components.

*Composite material; titanium alloy; adhesive bond strength; thermal cycling; laser texturing*

*Citation:* Rudenko M.S., Girn A.V., Mikheev A.E., Taigin V.B. Thermocycling test of a titanium-carbon fiber adhesive joint produced using laser texturing technology. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 4. P. 155-166. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-155-166

## References

1. Terletsky G.S., Zykov A.O., Taygin V.B. Analysis of the designs of membrane transformable antennas for spacecraft. *Spacecrafts and Technologies*. 2022. V. 6, no. 3 (41). P. 149-162. (In Russ.). DOI: 10.26732/j.st.2022.3.01
2. Volkov M.V., Dvirny V.V. Solar battery frame made of pipes triangular cross-section. *Spacecrafts and Technologies*. 2021. V. 5, no. 3 (37). P. 160-165. (In Russ.). DOI: 10.26732/j.st.2021.3.05
3. Bitkin V.E., Zhidkova O.G., Komarov V.A. Choice of materials for producing dimensionally stable load-carrying structures. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 1. P. 100-117. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-100-117
4. Anufrienko V.E., Volkov M.V., Nadein I.O., Filippov A.A. A method for preparing the surface of metal fittings for gluing with tubes made of composite material. *Materialy XXVI Mezhdunarodnoy Nauchno-Prakticheskoy Konferentsii «Reshetnevskie Chteniya», posvyashchennoy pamyati general'nogo konstruktora raketno-kosmicheskikh sistem akademika M.F. Reshetneva (09-11 noyabrya 2022 g., Krasnoyarsk)*. Chast' 1. Krasnoyarsk: Reshetnev University Publ., 2022. P. 6-8. (In Russ.)
5. Khan A.A., Al Kheraif A.A., Alhijji S.M., Matinlinna J.P. Effect of grit-blasting air pressure on adhesion strength of resin to titanium. *International Journal of Adhesion and Adhesives*. 2016. V. 65. P. 41-46. DOI: 10.1016/j.ijadhadh.2015.11.003
6. Hu Y., Zhang J., Wang L., Jiang H., Cheng F., Hu X. A simple and effective resin pre-coating treatment on grinded, acid pickled and anodised substrates for stronger adhesive bonding between Ti-6Al-4V titanium alloy and CFRP. *Surface and Coatings Technology*. 2022. V. 432. DOI: 10.1016/j.surfcoat.2021.128072
7. Sibileva S.V., Karimova S.A. Surface treatment of titanium alloys to provide adhesion properties. *Aviation Materials and Technologies*. 2013. No. S2. P. 25-35. (In Russ.)
8. Prolongo S.G., Ureña A. Effect of surface pre-treatment on the adhesive strength of epoxy-aluminium joints. *International Journal of Adhesion and Adhesives*. 2009. V. 29, Iss. 1. P. 23-31. DOI: 10.1016/j.ijadhadh.2008.01.001

9. Udod L.S., Nagovitsin V.N. Preparation of the surface of parts from titanium alloys for gluing with parts from polymer composite materials. *Spacecrafts and Technologies*. 2022. V. 6, no. 4 (42). P. 263-271. (In Russ.). DOI: 10.26732/j.st.2022.4.05

10. Min J., Wan H., Carlson B.E., Lin J., Sun Ch. Application of laser ablation in adhesive bonding of metallic materials: A review. *Optics and Laser Technology*. 2020. V. 128. DOI: 10.1016/j.optlastec.2020.106188

11. Girn A.V., Rudenko M.S., Taigin V.B., Mikheev A.E., Ravodina D.V. The effect of laser surface treatment of titanium samples on the adhesive strength of adhesive joints. *Spacecrafts and Technologies*. 2022. V. 6, no. 2 (40). P. 90-101. (In Russ.). DOI: 10.26732/j.st.2022.2.03

12. Rudenko M.S., Girn A.V., Mikheev A.E., Taigin V.B. Laser processing of titanium alloys to increase the strength of adhesive joint with cfrp. *Siberian Aerospace Journal*. 2023. V. 24, no. 1. P. 188-194. (In Russ.). DOI: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-188-194

13. Alyamovskiy A.I., Davydov D.Ya., Zemtsova E.V., Kopyl N.I. Results of experimental studies into high-temperature adhesive compositions on bismaleimide base as applied to rocket and space hardware. *Space Engineering and Technology*. 2020. No. 3 (30). P. 24-34. (In Russ.). DOI: 10.33950/spacetech-2308-7625-2020-3-24-34

14. Sousaa J.M., Correiaa J.R., Firmo J.P., Cabral-Fonseca S., Gonilha J. Effects of thermal cycles on adhesively bonded joints between pultruded GFRP adherends. *Composite Structures*. 2018. V. 202. P. 518-529. DOI: 10.1016/j.compstruct.2018.02.081

15. Hu Y., Yuan B., Cheng F., Hu X. NaOH etching and resin pre-coating treatments for stronger adhesive bonding between CFRP and aluminium alloy. *Composites Part B: Engineering*. 2019. V. 178. DOI: 10.1016/j.compositesb.2019.107478

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ РАСПЫЛА И ГОРЕНИЯ КЕРОСИНА И ЖИДКОГО КИСЛОРОДА В КАМЕРЕ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2024

- М. Н. Сеньчев** аспирант;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[senchevnm@mail.ru](mailto:senchevnm@mail.ru)
- И. А. Зубрилин** старший научный сотрудник, кандидат технических наук, доцент;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[zubrilin.ia@ssau.ru](mailto:zubrilin.ia@ssau.ru)
- А. А. Юртаев** студент;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[don.yurtaev2016@yadnex.ru](mailto:don.yurtaev2016@yadnex.ru)
- М. А. Бенедюк** студент;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[benedyuk00@bk.ru](mailto:benedyuk00@bk.ru)
- Ю. В. Комисар** аспирант;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[komisar.yuv@ssau.ru](mailto:komisar.yuv@ssau.ru)

Приведены методика и результаты моделирования внутренних процессов распыла и горения в дозвуковой части камеры жидкостного ракетного двигателя для номинального режима работы в трёхмерной постановке в программе «ANSYS Fluent». Использовался редуцированный механизм химических реакций z77 для моделирования процесса горения. Процесс распыла жидких компонентов топлива (керосин Т-1 и кислород) центробежными однокомпонентными форсунками моделировался с использованием модели дискретных фаз. Полученные результаты (давление, температура и скорость) сравнивались с данными стендовых испытаний и проектным термогазодинамическим расчётом с учётом влияния смесеобразования по методике Ивлева, в результате чего расхождение данных по основным характеристикам не превысило 8%. Следовательно, методика, использованная в данной работе, может быть применена для моделирования процессов распыла и горения жидких компонентов топлива (керосина Т-1 и кислорода) в жидкостном ракетном двигателе.

*ЖРД; горение; форсунка; распыл; керосин; кислород; продукты сгорания; механизм горения*

---

**Цитирование:** Сеньчев М.Н., Зубрилин И.А., Юртаев А.А., Бенедюк М.А., Комисар Ю.В. Моделирование процессов распыла и горения керосина и жидкого кислорода в камере жидкостного ракетного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 4. С. 167-179. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-167-179

### Введение

Получение максимально возможного удельного импульса тяги является главной задачей при проектировании и модернизации жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). При этом в ходе решения данной задачи необходимо как повысить качество смешения горючего и окислителя для повышения эффективности процессов горения, так и обеспечить эффективное охлаждение стенок камеры. Внутреннее охлаждение камеры реализуется преимущественно организацией защитного пристеночного слоя с повышенным содержанием горючего за счёт расположения центробежных форсунок горючего ближе к стенкам в смесительной головке ЖРД. Таким образом, повышение качества

смесеобразования ограничено необходимостью обеспечения теплового состояния стенок и для получения максимального удельного импульса тяги, требуется уменьшение расхода горючего в пристеночном слое с обеспечением необходимого температурного режима. При этом качество распыла компонентов топлива влияет как на охлаждение стенок, так и на длину зоны горения, и, следовательно, на характеристики камеры ЖРД в целом.

Проблема обеспечения оптимального смесеобразования и охлаждения стенок камеры, а также тенденция к уменьшению сроков проектирования и снижению количества огневых испытаний из-за их дороговизны, приводят к необходимости повышения точности и достоверности методик расчёта процессов смесеобразования и горения в ЖРД. Для решения данной задачи на этапе доводки конструкции могут быть использованы методы трёхмерного моделирования на основе вычислительной гидрогазодинамики (Computational Fluid Dynamics, CFD). В настоящей работе использовался редуцированный механизм химических реакций z77 [1] для моделирования процесса горения. Процесс распыла жидких компонентов топлива (керосин Т-1 и кислород) центробежными однокомпонентными форсунками моделировался с использованием модели дискретных фаз (discrete phase model, DPM) [2 – 4]. Была сформирована методика моделирования рабочего процесса в камере сгорания ЖРД в трёхмерной постановке и проведено исследование для одного из режимов работы.

### Постановка задачи

Объект исследования – камера сгорания ЖРД для управления направлением движения ракеты-носителя на компонентах топлива керосин Т-1 и жидкий кислород, в котором применяются центробежные однокомпонентные форсунки горючего и окислителя. Основные особенности модели следующие:

- сектор камеры сгорания с углом в  $60^\circ$  и осевой симметрией (периодическое граничное условие) (рис. 1), расположенные в наружном ряду смесительной головки периферийные форсунки горючего предназначены для создания защитного пристеночного слоя [5];
- геометрические размеры камеры сгорания и форсунок брались в соответствии с конструкторской документацией;
- модель турбулентности *k-ε realizable* с турбулентными числами Прандтля 0,85 и Шмидта 0,7 [9], используемая для анализа теплового состояния с учётом горения в ЖРД в работах [3; 10; 11];
- пристеночное моделирование – функция стенки *standard wall function* [3];
- шероховатость поверхностей стенок не учитывается;
- на наружных границах расчётной модели тепловой поток отсутствует – стенки адиабатические;
- радиационный теплообмен не учитывается;
- рассматривается основной режим работы ЖРД, а именно – установившийся [24].

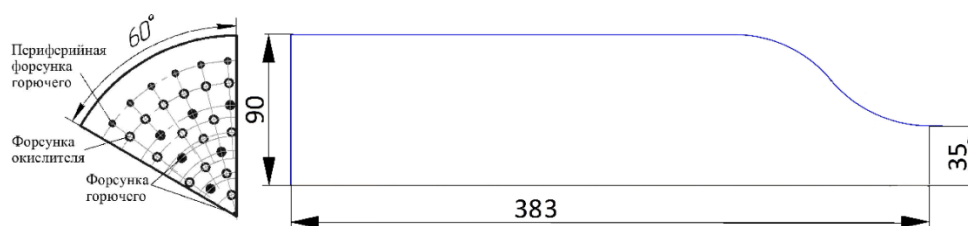


Рис. 1. Схема смесительной головки и камеры сгорания

Расчёты проводились в нестационарной постановке – капли керосина и жидкого кислорода (суммарно 16300 представительных частиц) впрыскиваются в камеру каждый расчётный временной шаг ( $10^{-5}$  секунды) через форсунки. Режим принимался установившимся, когда количество впрыскиваемых частиц равнялось количеству испарившихся и вылетевших из камеры сгорания частиц в рамках одного временного шага. Таким образом, общее количество частиц в расчётной области при динамическом равновесии составляет  $\approx 5,5$  миллионов. Дополнительное увеличение количества впрыскиваемых частиц не приводит к изменению основных параметров (давление, температура, скорость) камеры ЖРД.

### Модель горения

Для реализации процесса горения применён метод переноса компонентов *Species Transport* [3; 10], когда химические реакции проходят в объёмной фазе в квазиламинарной постановке с использованием модели *finite-rate model/no TCI*, а скорости реакций рассчитываются по уравнению Аррениуса [9]. Используемый механизм горения – редуцированный механизм *z77*, в котором 30 компонентов и 77 необратимых реакций, приведённых в [1]. Возможность применения данного подхода для моделирования процессов горения в ЖРД подтверждено в [12], позволяя получить данные по скорости, давлению и температуре с погрешностью порядка 3%, по составу основных продуктов сгорания до 17%.

### Моделирование распыла

Процесс распыла компонентов топлива центробежными форсунками рассматривается с использованием модели дискретной фазы (*DPM, discrete phase model*) [2 – 4], при этом параметры (угол распыла  $\theta$ , абсолютная скорость  $U$ , коэффициент закрутки потока, равный отношению окружной скорости к абсолютной,  $D_{32}$ ,  $D_{\min}$ ,  $D_{\max}$ ) получены с использованием гибридной методики [5 – 8], где движение жидкости в форсунках описывается двухфазным потоком методом Эйлера, а именно методом объёма жидкости (*Volume of fluid, VOF*) [13] с дальнейшим расчётом по улучшенной полуэмпирической методике *Xiao Wei* и *Huang Yong* [14] в соответствии с распределением Росина – Раммлера. Расход  $G$  и температура  $T$  брались для основного, установившегося режима работы ЖРД по результатам натурных испытаний [25].

Для капель используются законы нагрева и охлаждения, испарения, кипения жидкости. Испарение описывается законами Миллера [27] и Сажина [23], при этом по мере изменения температуры капель скрытая теплота будет изменяться [9]. Использовался конвективно-диффузионный учёт испарения капель, в которой применяется два отдельных уравнения для расчёта скорости испарения и теплопереноса капель, т.к. она рекомендуется в «*ANSYS Fluent*» как при высоких, так и низких скоростях испарения [19; 23]. Кипение капель описывается уравнением скорости кипения согласно [28]. Учитывалось изменение свойств жидких компонентов топлива в зависимости от температуры, такие как изобарная теплоёмкость  $C_p$ , давление насыщенного пара  $p_s$ , плотность  $\rho$  и коэффициент диффузии  $D$  (для керосина Т-1 использовались из [15], для жидкого кислорода из [16 – 18]). Кроме того, учитывался стохастический эффект столкновений капель методом О'Рурка, который представляет собой стохастическую оценку столкновений при условии, что капли могут столкнуться только если они расположены в одном и том же элементе сеточной модели с непрерывной фазой [9].

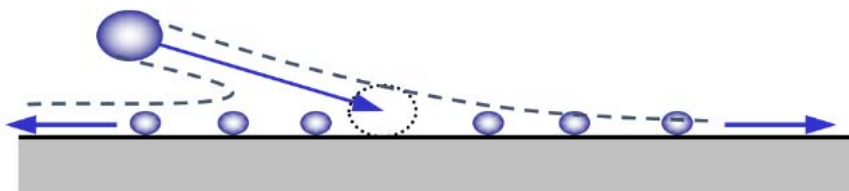


Рис. 2. Схема образования плёнки на стенке камеры

При расчёте траекторий капель используются следующие допущения:

- не учитывается влияние силы тяжести, термофоретической силы и эффектов подъёмной силы Саффмана при расчёте движения частиц;
- не учитывается влияние частиц на турбулентные характеристики потока;
- не учитываются эффекты вторичного дробления: слияние капель (ограничение Fluent при использовании двух и более распыляемых жидкостей) и распад исходных капель на более мелкие;
- плёнка жидкости на стенке камеры реализовывалась моделью *wall-jet*, где невязкая струя частиц ударяется о твёрдую стенку, образуя незначительная плёнку, в которой капли прилипают к стенке, а их направление и скорость определяются результирующим импульсом, который зависит от угла падения и числа Вебера [9; 19; 22], (рис. 2).

### Сеточная модель и граничные условия

В связи с тем, что исследуемая камера ЖРД имеет радиальную симметрию в  $60^\circ$  (рис. 1), сеточная модель представляет собой сектор, на боковые поверхности которого накладывалось условие периодичности (periodic). Использовалась структурированная 3D сетка из  $\approx 3,3$  млн. элементов, с размером грани элементов порядка 1 мм (размер элемента 0,8...1 мм в зоне горения достаточен согласно [7] и дальнейшее уменьшение в зоне горения не приводит к изменению параметров потока в критическом сечении и конце цилиндрической части). Пристеночный слой состоит из 10 слоёв загущенной сетки с коэффициентом роста ячеек 1,2. Безразмерное расстояние от стенки  $y^+$  находится в диапазоне 16...244.

В качестве граничных условий на входе задавались параметры распыла компонентов топлива центробежными форсунками (табл. 1). Так как поток в критическом сечении камеры сверхзвуковой, то на выходе задавалось атмосферное давление и температура  $T = 300 \text{ K}$ .

Таблица 1. Параметры распыла форсунками

Параметр	Периферийная форсунка горючего	Форсунка горючего	Форсунка окислителя
Расход $G$ , г/с	30,8	59,7	89,2
Температура $T$ , К	418,8		107,5
Угол распыла $\theta$ , град	93,0	91,0	82,0
Абсолютная скорость на срезе сопла $U$ , м/с	29,1	24,2	25,1
Коэффициент закрутки	0,65	0,7	0,7
$D_{32}$ , мкм	78,9	141,3	104,7
$D_{\min}$ , мкм	18,0	32,0	24,0
$D_{\max}$ , мкм	139,0	248,0	184,0

### Результаты расчёта процессов распыла и горения

Полученные численным моделированием результаты сравниваются с экспериментальными данными (давление в камере сгорания) [25], расчётно-экспериментальными данными (температура горения в пристеночном слое, которая определялась расчётом [21; 26] по экспериментально измеренным поверхностными термомпарами значениям температур наружной стенки камеры [25]) и результатами проектного термогазодинамического расчёта (ТГД) с учётом влияния смесеобразования по методике Ивлева [20; 21], в котором с помощью метода приближенного расчёта неравномерности распределения соотношения компонентов топлива по сечению камеры в конце зоны испарения, а также по окружности пристеночной зоны учитывается распределение компонентов топлива по сечению камеры. В данном случае многолетний опыт испытаний и эксплуатации исследуемого серийного ЖРД позволил уточнить и подтвердить методики и значения параметров, полученные в проектных расчётах.

В табл. 2 представлены полученные расчётные среднemasовые значения параметров для поперечного сечения камеры, расположенного в конце цилиндрической части, для критического сечения и их процентное отличие.

Таблица 2. Исходные и полученные расчётные параметры ЖРД

Параметр	ТГД	Эксперимент/ расчётно- экспериментально	Результаты расчёта (CFD)	$\Delta_{\text{ТГД-CFD}}$ , %	$\Delta_{\text{эксп-CFD}}$ , %
Статическое давление в камере сгорания $p_k$ , атм (абс.)	46,30	49,54	48,98	5,79	1,13
Статическое давление в критическом сечении $p_{кр}$ , атм (абс.)	26,58	–	25,55	3,88	–
Статическая температура в камере $T_k$ , К	3469,03	–	3374,53	2,72	–
Статическая температура в критическом сечении $T_{кр}$ , К	3282,56	–	3095,99	5,68	–
Скорость в критическом сечении $W_{кр}$ , м/с	1148,29	–	1231,93	7,28	–
Статическая температура в пристеночном слое $T_{пр}$ , К (среднее значение между $t_{ст}$ 1-4 согласно рис. 6)	2071,20	2150,00	2015,61	2,68	6,25

Полученные поля статического давления и температуры, скорости в камере, диаметров и температуры распылённых капель керосина приведены на рис. 3 – 9 и подтверждают полученные результаты.

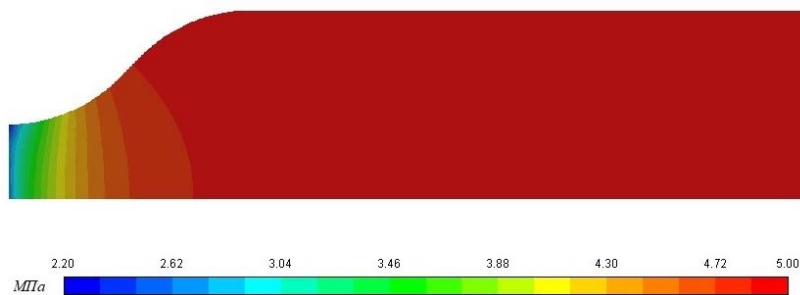
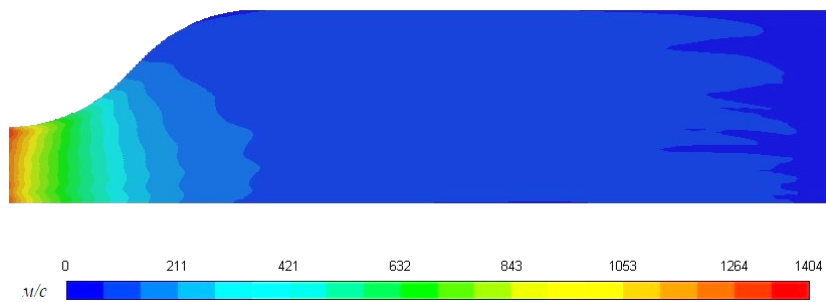
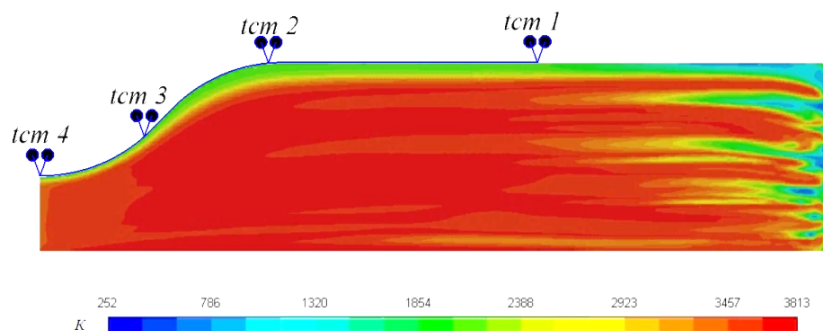


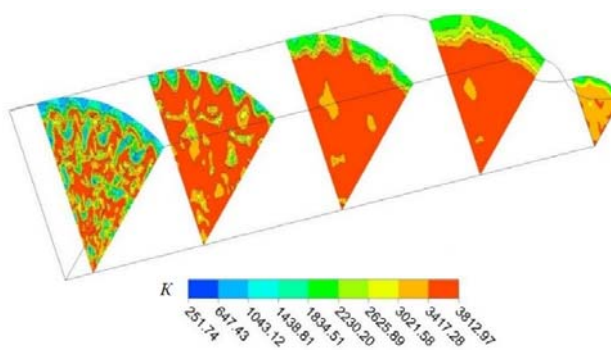
Рис. 3. Распределение статического давления в продольном сечении



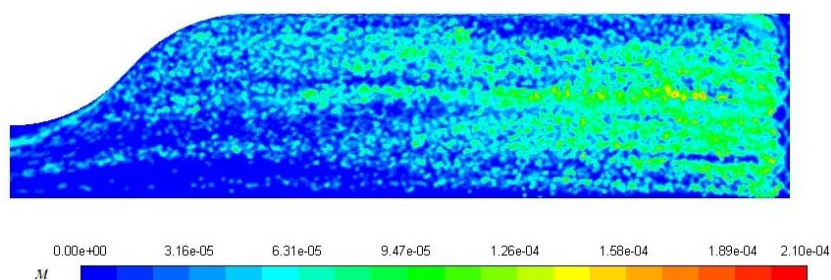
*Рис. 4. Распределение скорости в продольном сечении*



*Рис. 5. Распределение статической температуры в продольном сечении*



*Рис. 6. Распределение статической температуры в поперечных сечениях*



*Рис. 7. Распределение диаметров распылённых капель керосина и кислорода в продольном сечении*



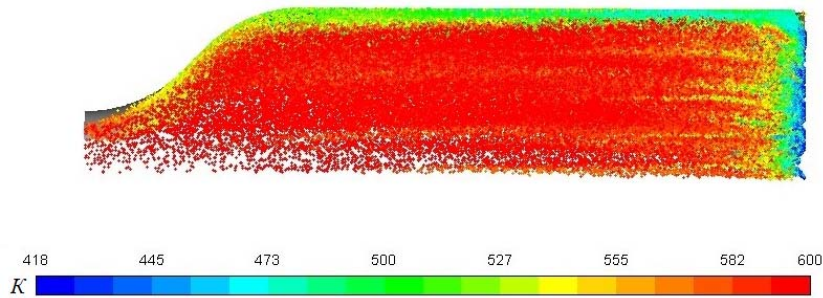


Рис. 8. Температура распылённых капель керосина в продольном сечении

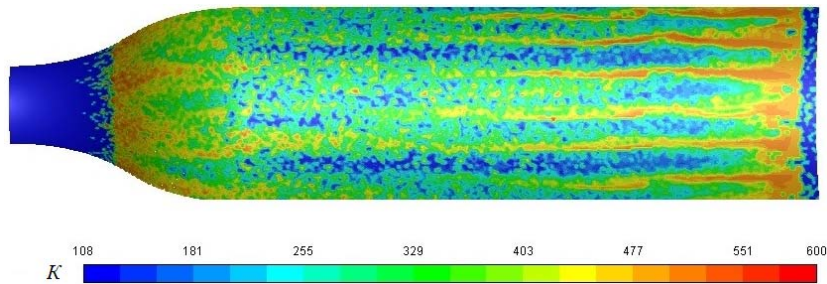


Рис. 9. Температура капель керосина и кислорода, формирующих жидкую плёнку на стенке

Максимальное отклонение полученных результатов расчёта от проектного термогазодинамического расчёта с учётом влияния смесеобразования составило менее 8%, при этом необходимо отметить минимальное отличие (менее 1,5%) полученного расчётного значения давления газов в камере сгорания  $p_k$  от значения, полученного при огневых испытаниях. Значение статической температуры газов пристеночного слоя  $T_{np}$  по результатам CFD расчёта определялось как среднее значение по поверхности возле наружной стенки камеры, ограниченной по длине от  $t_{cm} 1$  до  $t_{cm} 4$  (рис. 5), и отличается всего на 6,25% от расчётно-экспериментального значения, полученного тепловым расчётом [21; 26] по результатам экспериментальных замеров температуры наружной стенки камеры сгорания при огневых испытаниях поверхностными термометрами  $t_{cm} 1-4$  [25]. Данная температура в свою очередь соответствует температуре продуктов сгорания при имеющемся соотношении компонентов топлива в пристеночной зоне ( $K_{np} \approx 1,2$ ) согласно термогазодинамического расчёта.

Кроме того, использование в расчёте редуцированного кинетического механизма химических реакций горения  $z77$  [1] позволяет получить значения массового состава продуктов сгорания в камере исследуемого ЖРД. Показаны основные продукты сгорания в поперечном сечении в конце цилиндрической части камеры, которые сравнили со значениями из проектного термогазодинамического расчёта с учётом влияния смесеобразования по методике Ивлева (табл. 3).

Таблица 3. Массовые доли продуктов сгорания в конце цилиндрической части

Вещество	ТГД расчёт	Результаты расчёта (CFD)	$\Delta_{ТГД-CFD}$ , %
CO	0,41059	0,37262	9,25
CO <sub>2</sub>	0,26830	0,27043	0,79
H <sub>2</sub> O	0,21465	0,20297	5,44
OH	0,03628	0,04079	12,43
H <sub>2</sub>	0,01119	0,01141	1,97
H	0,00081	0,00073	9,88

На рис. 10 – 11 приведено распределение массовой доли CO в продольном и поперечных сечениях.

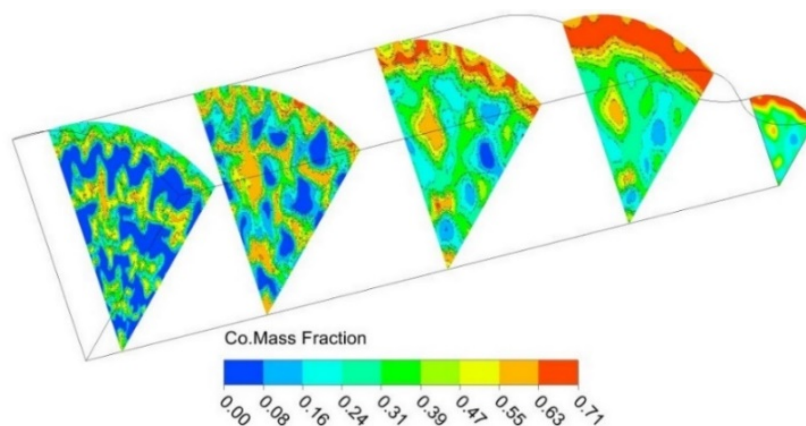


Рис. 10. Распределение массовой доли CO в поперечных сечениях

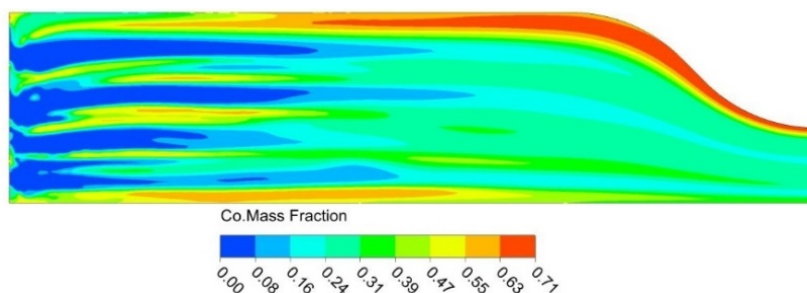


Рис. 11. Распределение массовой доли CO в продольном сечении

Полученное отклонение по массовому составу основных продуктов сгорания в цилиндрической части составило максимум около 12,43% (табл. 3), что дополнительно подтверждает возможность использования применённой методики расчёта.

### Заключение

Проведён анализ использования методики моделирования процессов распыла и горения в камере ЖРД жидких компонентов топлива (керосина Т-1 и кислорода) в программе «*ANSYS Fluent*». Расхождение результатов CFD расчёта с термогазодинамическим расчётом и экспериментальными данными по основным характеристикам не превышает 7,28% (табл. 2). Отклонение по массовому составу основных продуктов сгорания в цилиндрической части составило максимум около 12,43%. Следовательно, методика, использованная в данной работе, может быть применена для совместного моделирования процессов распыла и горения керосина Т-1 и кислорода в ЖРД, что позволит добиться необходимых характеристик камеры двигателя за счёт изменения параметров работы центробежных форсунок.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 21-19-00876, <https://rscf.ru/project/21-19-00876/>

### **Библиографический список**

1. Zettervall N., Furebya C., Nilsson E.J.K. A reduced chemical kinetic reaction mechanism for kerosene-air combustion // *Fuel*. 2020. V. 269. DOI: 10.1016/j.fuel.2020.117446
2. Боровик И.Н., Строкач Е.А. Влияние дисперсности распыла капель форсунками на полноту сгорания топлива в жидкостном ракетном двигателе // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника*. 2016. № 44. С. 45-62. DOI: 10.15593/2224-9982/2016.44.03
3. Воробьев А.Г., Боровик И.Н., Ха С. Анализ стационарного теплового состояния ЖРД малой тяги с топливом высококонцентрированная перекись водорода – керосин с учётом впрыскивания, испарения и сгорания жидкостных капель топлив // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*. 2014. № 1 (43). С. 41-55. DOI: 10.18287/1998-6629-2014-0-1(43)-41-55
4. Qin J., Zhang H. Numerical analysis of self-excited combustion instabilities in a small MMH/NTO liquid rocket engine // *International Journal of Aerospace Engineering*. 2020. V. 2020. DOI: 10.1155/2020/3493214
5. Сеньчев М.Н., Зубрилин И.А., Диденко А.А., Галитенко В.О. Исследование процессов истечения из центробежных форсунок жидкостного ракетного двигателя на компонентах топлива керосин и жидкий кислород // *Полёт. Общероссийский научно-технический журнал*. 2022. № 7. С. 28-35.
6. Строкач Е.А., Боровик И.Н. Численное моделирование процесса распыливания керосина центробежной форсункой // *Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение*. 2016. № 3 (108). С. 37-54. DOI: 10.18698/0236-3941-2016-3-37-54
7. Гураков Н.И., Матвеев С.Г., Зубрилин И.А., Диденко А.А., Эрнандэс М.М., Ястребов В.В. Гибридная методика определения среднего диаметра капель (D32) керосина в области течения за центробежной форсункой // *Сборник докладов Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (23-25 июня 2021 г., Самара)*. Т. 2. Самара: Издательство Самарского университета, 2021. С. 146-147.
8. Dikshit S.B., Kulshreshtha D.B., Channiwala S.A. Numerical simulation of pressure swirl atomizer for small scale gas turbine combustion chamber // *Proceedings of the 13th International Conference on Heat Transfer, Fluid Mechanics and Thermodynamics (July, 17-19, 2017, Portorož, Slovenia)*. P. 171-176.
9. ANSYS FLUENT 15.0 Theory Guide. Canonsburg: SAS IP, Inc., 2013. 780 p.
10. Cai H., Nie W., Yang X., Wu R., Su I. Three-dimensional numerical analysis of LOX/kerosene engine exhaust plume flow field characteristics // *International Journal of Aerospace Engineering*. 2017. V. 2017. DOI: 10.1155/2017/4768376
11. Мосолов С.В., Сидлеров Д.А., Пономарёв А.А., Смирнов Ю.Л. Расчётное исследование особенностей рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД, работающих на топливе кислород + углеводороды // *Труды МАИ*. 2012. № 58.
12. Сеньчев М.Н., Зубрилин И.А., Юртаев А.А., Комисар Ю.В. Анализ моделей горения керосина на примере жидкостного ракетного двигателя // *Тепловые процессы в технике*. 2022. Т. 14, № 1. С. 42-48. DOI: 10.34759/tpt-2022-14-1-42-48
13. Куценко Ю.Г. Методы расчёта и анализа для моделирования процесса распыла жидкого топлива // *Материалы X Международной научно-технической конференции «Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей» (27-28 сентября 2017 г., Самара, Россия)*. Самара: Самарский университет, 2017. С. 32-33.

14. Xiao W., Huang Y. Improved semiempirical correlation to predict sauter mean diameter for pressure-swirl atomizers // *Journal of Propulsion and Power*. 2014. V. 30, Iss. 6. P. 1628-1635. DOI: 10.2514/1.B35238
15. РЭ 301-02-207-2000. Горючее Т-1 (Т-1 С). Физико-химические и эксплуатационные свойства. Руководство по эксплуатации. СПб: ФГУП «РНИЦ Прикладная химия», 2000. 73 с.
16. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М.: Наука, 1972. 720 с.
17. Roder H.M., Weber L.A. ASRDI oxygen technology survey. V. 1. Thermophysical properties. NASA Publ., 1972. 434 p.
18. Jurns J.M., Hartwig J.W. Liquid oxygen liquid acquisition device bubble point tests with high pressure lox at elevated temperatures // *Cryogenics*. 2012. V. 52, Iss. 4-6. P. 283-289. DOI: 10.1016/j.cryogenics.2012.01.022
19. ANSYS FLUENT 15.0 User's Guide. Canonsburg: SAS IP, Inc., 2013. 2620 p.
20. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. М.: Машиностроение, 1968. 396 с.
21. Основы теории и расчёта жидкостных ракетных двигателей: учебник для вузов / под ред. В.М. Кудрявцева. М.: Высшая школа, 1975. 656 с.
22. Naber J., Reitz R.D. Modeling engine spray/wall impingement // *SAE Technical Paper Series*. 1988. DOI: 10.4271/880107
23. Sazhin S.S. Advanced models of fuel droplet heating and evaporation // *Progress in Energy and Combustion Science*. 2006. V. 32, Iss. 2. P. 162-214. DOI: 10.1016/j.pecs.2005.11.001
24. ГОСТ 17655-89. Двигатели ракетные жидкостные. Термины и определения. М.: Издательство стандартов, 1990. 59 с.
25. Лёвочкин П.С., Чванов В.К., Ганин И.А., Нижегородцев В.П., Яковлев Е.С. Наземная экспериментальная отработка ракетных двигателей 14Д21, 14Д22 и рулевых агрегатов Д664-000, Д664-200, Д664-400 на компонентах топлива «O<sub>2</sub>+нафтил» // *Труды НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко*. 2019. № 36. С. 320-339.
26. Мелькумов Т.М., Мелик-Пашаев Н.И., Чистяков П.Г., Шиуков А.Г. Ракетные двигатели. М.: Машиностроение, 1976. 400 с.
27. Miller R.S., Harstad K., Bellan J. Evaluation of equilibrium and non-equilibrium evaporation models for many droplet gas-liquid flow simulations // *International Journal of Multiphase Flow*. 1998. V. 24, Iss. 6. P. 1025-1055. DOI: 10.1016/S0301-9322(98)00028-7
28. Куо К.К. Principles of combustion. New York: John Wiley and Sons Publ., 1986. 810 p.

## SIMULATION OF THE PROCESSES OF SPRAYING AND COMBUSTION OF KEROSENE AND LIQUID OXYGEN IN THE CHAMBER OF A LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINE

© 2024

**M. N. Senchev** Postgraduate Student;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[senchevnm@mail.ru](mailto:senchevnm@mail.ru)

**I. A. Zubrilin** Senior Researcher, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[zubrilin.ia@ssau.ru](mailto:zubrilin.ia@ssau.ru)

- A. A. Yurtaev** Student;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[don.yurtaev2016@yadnex.ru](mailto:don.yurtaev2016@yadnex.ru)
- M. A. Benedyuk** Student;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[benedyuk00@bk.ru](mailto:benedyuk00@bk.ru)
- Yu. V. Komisar** Postgraduate Student;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[komisar.yuv@ssau.ru](mailto:komisar.yuv@ssau.ru)

The paper presents the results of simulation of spray and combustion processes in the liquid-propellant rocket engine chamber using the z77 reduced kinetic mechanism of chemical reactions and a hybrid method for determining spray parameters of a swirl atomizer. Simulation was carried out for the nominal operational conditions in a three-dimensional domain using the ANSYS Fluent software. The process of spraying liquid fuel components (T-1 kerosene and oxygen) by monopropellant injectors was simulated using a model of discontinuous phases. The simulation results (pressure, temperature and velocity) were compared with the data of analytical thermogasdynamic calculation results and experimental results for pressure in chamber and gas temperature near the wall. The difference between the simulation results and the experimental results does not exceed 8%. Thus, it was shown that it is possible to use the mechanism z77 and hybrid method for determining spray parameters of a swirl atomizer presented in this paper to obtain accurate simulation results of the kerosene T-1 and oxygen spray and combustion processes of the investigated liquid-propellant rocket engine.

*Liquid rocket engine; combustion; injector; spray; kerosene; oxygen; combustion products; combustion processes*

**Citation:** Senchev M.N., Zubrilin I.A., Yurtaev A.A., Benedyuk M.A., Komisar Yu.V. Simulation of the processes of spraying and combustion of kerosene and liquid oxygen in the chamber of a liquid-propellant rocket engine. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 4. P. 167-179.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-167-179

## References

1. Zettervall N., Furebya C., Nilsson E.J.K. A reduced chemical kinetic reaction mechanism for kerosene-air combustion. *Fuel*. 2020. V. 269. DOI: 10.1016/j.fuel.2020.117446
2. Borovik I.N., Strokach E.A. Spray diameter distribution influence on liquid rocket combustion chamber performance. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2016. No. 44. P. 45-62. (In Russ.). DOI: 10.15593/2224-9982/2016.44.03
3. Vorobiev A.G., Borovik I.N., Ha S. Analysis of nonstationary thermal state of a low-thrust liquid rocket engine taking into account injection, evaporation and combustion of liquid fuel droplets. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2014. No. 1 (43). P. 41-55. (In Russ.). DOI: 10.18287/1998-6629-2014-0-1(43)-41-55
4. Qin J., Zhang H. Numerical analysis of self-excited combustion instabilities in a small MMH/NTO liquid rocket engine. *International Journal of Aerospace Engineering*. 2020. V. 2020. DOI: 10.1155/2020/3493214
5. Senchev M.N., Zubrilin I.A., Didenko A.A., Galitenko V.O. Research of outflow from swirl injectors of a liquid rocket engine on fuel components kerosene and liquid oxygen. *All-Russian Scientific-Technical Journal «Polyot»*. 2022. No. 7. P. 28-35. (In Russ.)
6. Strokach E.A., Borovik I.N. Numerical simulation of kerosene dispersion process by the centrifugal atomizer. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*. 2016. No. 3 (108). P. 37-54. (In Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2016-3-37-54
7. Gurakov N.I., Matveev S.G., Zubrilin I.A., Didenko A.A., Hernandez Morales M., Yastrebov V.V. A hybrid method for estimating sauter mean diameter (D32) of kerosene

droplets from pressure-swirl atomizers. *Sbornik Dokladov Mezhdunarodnoy Nauchno-Tekhnicheskoy Konferentsii «Problemy i Perspektivy Razvitiya Dvigatelistroeniya»* (June, 23-25, 2021, Samara). V. 2. Samara: Samara University Publ., 2021. P. 146-147. (In Russ.)

8. Dikshit S.B., Kulshreshtha D.B., Channiwala S.A. Numerical simulation of pressure swirl atomizer for small scale gas turbine combustion chamber. *Proceedings of the 13th International Conference on Heat Transfer, Fluid Mechanics and Thermodynamics* (July, 17-19, 2017, Portorož, Slovenia). P. 171-176.

9. ANSYS FLUENT 15.0 Theory Guide. Canonsburg: SAS IP, Inc., 2013. 780 p.

10. Cai H., Nie W., Yang X., Wu R., Su I. Three-dimensional numerical analysis of LOX/kerosene engine exhaust plume flow field characteristics. *International Journal of Aerospace Engineering*. 2017. V. 2017. DOI: 10.1155/2017/4768376

11. Mosolov S.V., Sidlerov D.A., Ponomarev A.A., Smirnov Yu.L. Numerical research on the peculiarities of the operational process in LRE combustion chambers propelled by oxygen and hydrocarbons. *Trudy MAI*. 2012. No. 58. (In Russ.)

12. Senchev M.N., Zubrilin I.A., Yurtaev A.A., Komisar Yu.V. Analysis of the kerosene combustion simulation for a liquid-propellant rocket engine. *Thermal Processes in Engineering*. 2022. V. 14, no. 1. P. 42-48. (In Russ.). DOI: 10.34759/tpt-2022-14-1-42-48

13. Kutsenko Yu.G. Metody rascheta i analiza dlya modelirovaniya protsessa raspyla zhidkogo topliva. *Materialy X Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Protsessy Goreniya, Teploobmena i Ekologiya Teplovykh Dvigatelay»* (September, 27-28, 2017, Samara, Russian Federation). Samara: Samara University Publ., 2017. P. 32-33. (In Russ.)

14. Xiao W., Huang Y. Improved semiempirical correlation to predict sauter mean diameter for pressure-swirl atomizers. *Journal of Propulsion and Power*. 2014. V. 30, Iss. 6. P. 1628-1635. DOI: 10.2514/1.B35238

15. RE 301-02-207-2000. Fuel T-1 (T-1 C). Physico-chemical and operational properties. User Manual. SPb: Russian Research Center Applied Chemistry Publ., 2000. 73 p. (In Russ.)

16. Vargaftik N.B. *Spravochnik po teplofizicheskim svoystvam gazov i zhidkostey* [Handbook on thermophysical properties of gases and liquids]. Moscow: Nauka Publ., 1972. 720 p.

17. Roder H.M., Weber L.A. ASRDI oxygen technology survey. V. 1. Thermophysical properties. NASA Publ., 1972. 434 p.

18. Jurns J.M., Hartwig J.W. Liquid oxygen liquid acquisition device bubble point tests with high pressure lox at elevated temperatures. *Cryogenics*. 2012. V. 52, Iss. 4-6. P. 283-289. DOI: 10.1016/j.cryogenics.2012.01.022

19. ANSYS FLUENT 15.0 User's Guide. Canonsburg: SAS IP, Inc., 2013. 2620 p.

20. Dobrovolskiy M.V. *Zhidkostnyye raketnyye dvigateli* [Liquid rocket engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1968. 396 p.

21. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigatelay: uchebnik dlya vuzov / pod red. / V.M. Kudryavtseva* [Fundamentals of the theory and calculation of liquid-propellant rocket engines. Textbook for universities / ed. by V.M. Kudryavtsev]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 1975. 656 p.

22. Naber J., Reitz R.D. Modeling engine spray/wall impingement. *SAE Technical Paper Series*. 1988. DOI: 10.4271/880107

23. Sazhin S.S. Advanced models of fuel droplet heating and evaporation. *Progress in Energy and Combustion Science*. 2006. V. 32, Iss. 2. P. 162-214. DOI: 10.1016/j.pecs.2005.11.001

24. GOST 17655-89. Liquid-propellant rocket engines. Terms and definitions. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1990. 59 p. (In Russ.)

25. Levochkin P.S., Chvanov V.K., Ganin I.A., Nizhegorodtsev V.P., Yakovlev E.S. Ground experimental testings of 14D21, 14D22 rocket engines and D664-000, D664-200, D664-400 steering units on «O<sub>2</sub> + naphthyl» propellant components. *Trudy NPO Energomash imeni akademika V.P. Glushko*. 2019. No. 36. P. 320-339. (In Russ.)
26. Mel'kumov T.M., Melik-Pashaev N.I., Chistyakov P.G., Shiukov A.G. *Raketnye dvigateli* [Liquid rocket engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1976. 400 p.
27. Miller R.S., Harstad K., Bellan J. Evaluation of equilibrium and non-equilibrium evaporation models for many droplet gas-liquid flow simulations. *International Journal of Multiphase Flow*. 1998. V. 24, Iss. 6. P. 1025-1055. DOI: 10.1016/S0301-9322(98)00028-7
28. Kuo K.K. Principles of combustion. New York: John Wiley and Sons Publ., 1986. 810 p.

## ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ РАБОТЫ НИЗКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

© 2024

- О. В. Тремкина** кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей, младший научный сотрудник Научно-образовательного центра газодинамических исследований; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [tereshchenko.ov@ssau.ru](mailto:tereshchenko.ov@ssau.ru)
- Е. В. Благин** кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей, научный сотрудник Научно-образовательного центра газодинамических исследований; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [blagin.ev@ssau.ru](mailto:blagin.ev@ssau.ru)
- Р. А. Паньшин** младший научный сотрудник Научно-образовательного центра газодинамических исследований; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [panshinroman2016@yandex.ru](mailto:panshinroman2016@yandex.ru)
- В. И. Шихалев** инженер-конструктор Научно-образовательного центра газодинамических исследований; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [shikhalev.vi@ssau.ru](mailto:shikhalev.vi@ssau.ru)

Актуальным направлением развития современных энергетических установок является применение в качестве топлива природного газа. В работе представлена методика оценки влияния различных факторов на эффективность работы низкотемпературных энергетических установок на примере влияния тепловых потоков теплообменных аппаратов, а также проведён сравнительный анализ параметров и характеристик теплообменников-испарителей в системах хранения сжиженного природного газа и в энергетических системах, использующих низкопотенциальную энергию криопродукта. Приведён анализ массива данных, полученных из различных статей, с описанием энергетических комплексов, в которых используется низкопотенциальное тепло криопродукта. Также описан метод оценки влияния системы регазификации криопродукта на общую эффективность энергетических установок и систем.

*Низкотемпературная энергетическая установка; низкопотенциальная энергия; криопродукт; сжиженный природный газ; регазификация*

---

**Цитирование:** Тремкина О.В., Благин Е.В., Паньшин Р.А., Шихалев В.И. Оценка влияния различных факторов на эффективность работы низкотемпературных энергетических установок // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 4. С. 180-190. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-180-190

### Введение

В настоящее время природный газ (ПГ) становится одним из важнейших источников энергии, так как запасы его огромны, и он является экологически чистым топливом по сравнению с нефтепродуктами. ПГ в компактном для транспортировки и хранения виде может содержаться в сжатом (газообразном) и сжиженном состояниях. Наиболее актуальным на сегодняшний момент является использование сжиженного природного газа (СПГ) в качестве энергоносителя для тех же целей, что и обычного ПГ,



так как это позволяет уменьшать массогабаритные характеристики ёмкостей для хранения и перевозки.

Основные области применения СПГ – это производство тепла и электричества, использование в качестве топлива для машин и оборудования, в бытовых нуждах [1 – 3].

В сжиженном состоянии ПГ при давлении 101325 Па в 640 раз плотнее, чем в газообразном состоянии при том же давлении, что значительно уменьшает объём и массу ёмкостей для его хранения и перевозки, а также делает технически возможным накопление, хранение и выдачу потребителям больших масс газа в необходимый момент. Например, только в сжиженном состоянии ПГ позволяет экономически выгодно решить проблему его доставки на большие расстояния. СПГ даёт возможность газификации объектов, удалённых от магистральных трубопроводов на большие расстояния, путём создания резерва СПГ в хранилищах для дальнейшей транспортировки непосредственно потребителю, избегая строительства протяжённых, дорогостоящих трубопроводных систем.

Обычно газификация СПГ происходит за счёт теплоты, подведённой от окружающей среды. При этом считается, что использование теплоты окружающей среды является малозатратным процессом с энергетической точки зрения. Однако стоит учитывать, что при ожигении ПГ было затрачено значительное количество энергии (около 0,5...1 кВт·ч энергии на 1кг СПГ), которая при данном способе регазификации безвозвратно сбрасывается в окружающую среду. Таким образом, СПГ (как и любой другой криопродукт) содержит в себе энергетический потенциал, который можно было бы использовать при его возвращении в исходное газообразное состояние, и, следовательно, сам процесс регазификации СПГ обладает определённым потенциалом для энергосбережения.

Данный энергетический потенциал называют низкопотенциальной энергией (или низкопотенциальным теплом). Этот вид энергии применяют при регазификации в качестве холодной среды либо для охлаждения рабочего пара для «замыкания» цикла Ренкина (цикла паротурбинной установки), либо для охлаждения воздуха между ступенями компрессора для повышения эффективности сжатия в цикле Брайтона (цикле газотурбинной установки) [4; 5].

Подобное применение часто подразумевает усложнение общей схемы энергетической установки, а это, в свою очередь, ставит вопрос о влиянии подобных технических решений на общую эффективность преобразования энергии подведённой теплоты в циклах, поскольку у каждого процесса цикла есть собственная эффективность и, следовательно, энергетические потери [6].

### **Методика оценки эффективности и массогабаритных характеристик низкотемпературных энергетических установок**

Оценка эффективности и массогабаритных характеристик низкотемпературных энергетических установок (НЭУ) проводилась на основе расчётного исследования основных параметров НЭУ путём получения значений КПД цикла Карно (данный КПД показывает максимальную теоретическую эффективность в заданном диапазоне температур), а также теплового КПД, эксергетического КПД, КПД Новикова – Карзона, расчётного КПД «карнотизированного» цикла, отношения теплового потока к разнице температур и удельного отношения теплового потока к разнице температур.

Отношение температур для каждого контура определялось по формуле:

$$\tau_i = \frac{T_{ci}}{T_{ki}}, \quad (1)$$

где  $T_{zi}$  – наибольшая температура рабочего тела  $i$ -го контура, К;  $T_{ki}$  – наименьшая температура рабочего тела  $i$ -го контура, К.

КПД Карно вычислялся по формуле:

$$\eta_{ci} = \frac{T_{zi} - T_{ki}}{T_{zi}} = 1 - \frac{1}{\tau_i}. \quad (2)$$

Тепловой КПД [7] определялся по формуле:

$$\eta_{ti} = 1 - \frac{Q_{2i}}{Q_{1i}}, \quad (3)$$

где  $Q_{1i}$  – подведённая тепловая мощность в  $i$ -й контур, кВт;  $Q_{2i}$  – тепловая мощность, отводимая от  $i$ -го контура, кВт.

Важнейшим показателем энергоэффективности НЭУ является эксергетический КПД, который характеризует степень необратимости реальных процессов, протекающих в НЭУ [8]:

$$\eta_{ex} = \frac{\sum e_{вых}}{\sum e_{ex}} = \frac{\sum e_{ex} - \sum d_i}{\sum e_{ex}} = 1 - \frac{\sum d_i}{\sum e_{спп}}, \quad (4)$$

где  $\sum e_{ex}$  и  $\sum e_{вых}$  – суммы входящих и выходящих потоков эксергии, соответственно, кДж/кг;  $\sum d_i$  – сумма потерь эксергии, кДж/кг.

КПД Новикова – Карзона [9; 10] определялся по формуле:

$$\eta_{Ni} = 1 - \sqrt{\frac{T_{ki}}{T_{zi}}} = 1 - \sqrt{\frac{1}{\tau_i}}. \quad (5)$$

Расчётный КПД «карнотизированного» цикла НЭУ [11; 12], полученного при условии конечных температурных напоров между нижним и верхним температурными уровнями и получении максимальной работы, вычислялся по формуле:

$$\eta_{tNi} = 1 - (1 - \eta_{ci})^{0,38}. \quad (6)$$

Отношение теплового потока к разнице температур (показатель влияния теплообменных аппаратов на температуры рабочих тел [13]) вычислялось по формуле:

$$kF = \frac{Q}{dT}, \quad (7)$$

где  $Q$  – затраченная теплота на регазификацию криопродукта, кВт;  $dT$  – разница температур до и после процесса регазификации, К.

Удельное отношение теплового потока к разнице температур (показатель влияния теплообменных аппаратов на температуры рабочих тел на 1 кг криопродукта [13]) вычислялось по формуле:

$$kF_{y0} = \frac{kF}{G}, \quad (8)$$

где  $G$  – расход криопродукта, кг/с.

### Обработка результатов расчётного исследования основных параметров низкотемпературных энергетических установок

Для практического применения предлагаемой методики оценки влияния различных факторов на эффективность работы НЭУ был исследован большой массив данных, включающий множество вариантов типовых схем НЭУ. Для последующей обработки результатов рассмотренные НЭУ классифицированы по следующим признакам: основной типовой цикл, на основе которого разработан энергетический комплекс; основное рабочее тело; количество рабочих контуров; источники подвода и отвода теплоты. Пример подобной классификации представлен в табл. 1. В рассмотренном массиве данных нижний температурный уровень – температура кипения СПГ, который поступает в систему с помощью криогенных насосов. По результатам расчётов были определены зависимости теплового КПД, эксергетического КПД, КПД Новикова – Карзона и расчётного КПД «карнотизированного» цикла НЭУ от отношения наибольшей и наименьшей температур, а также зависимости теплового КПД и эксергетического КПД от удельного отношения теплового потока к разнице температур. Результаты представлены в табл. 2 и на рис. 1 – 6.

Таблица 1. Исходные данные рассмотренных низкотемпературных энергетических установок

НЭУ	Основной цикл	Рабочее тело	Количество контуров	Подвод теплоты
Krey 1980 [14]	Брайтона	Азот	Одноконтурная	Горение
Weber 1980 [15]	Брайтона	Азот	Одноконтурная	Горение
Najjar 1993 [16]	Брайтона / Ренкина	Метан / Пропан / Воздух	Трёхконтурная	Горение
Bisio 1994 [17]	Брайтона	Азот	Одноконтурная	Вторичное тепло
Wong 1994 [18]	Ренкина	Метан / Пропан	Двухконтурная	Окружающая среда
Chiesa 1997 [19]	Брайтона	Азот	Одноконтурная	Горение

Таблица 2. Результаты расчётного исследования основных параметров низкотемпературных энергетических установок

НЭУ	$\eta_c$	$\eta_t$	$\eta_{ex}$	$\eta_N$	$kF_{y0}, \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$
Krey 1980 [14]	0,89	0,62	0,74	0,67	102,86
Weber 1980 [15]	0,89	0,72	0,75	0,67	106,09
Najjar 1993 [16]	0,91	0,35	0,52	0,70	81,32
Bisio 1994 [17]	0,86	0,43	0,57	0,63	53,91
Wong 1994 [18]	0,63	0,24	0,33	0,39	77,56
Chiesa 1997 [19]	0,90	0,65	0,77	0,68	134,51

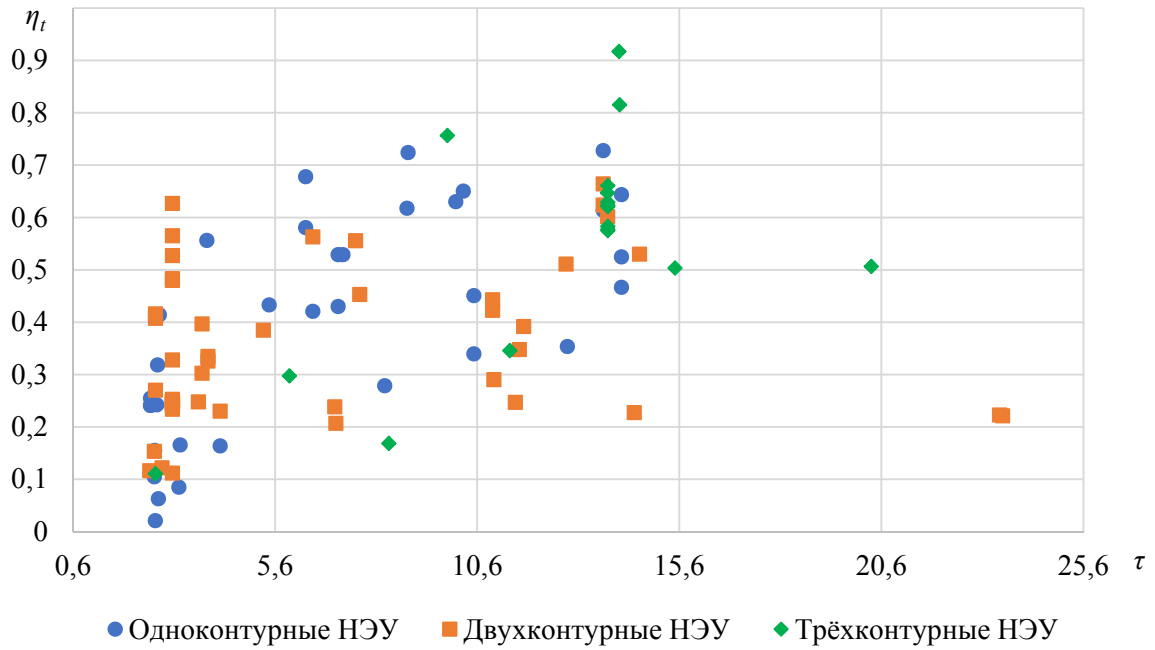


Рис. 1. Зависимость теплового КПД от отношения наибольшей и наименьшей температур цикла низкотемпературных энергетических установок

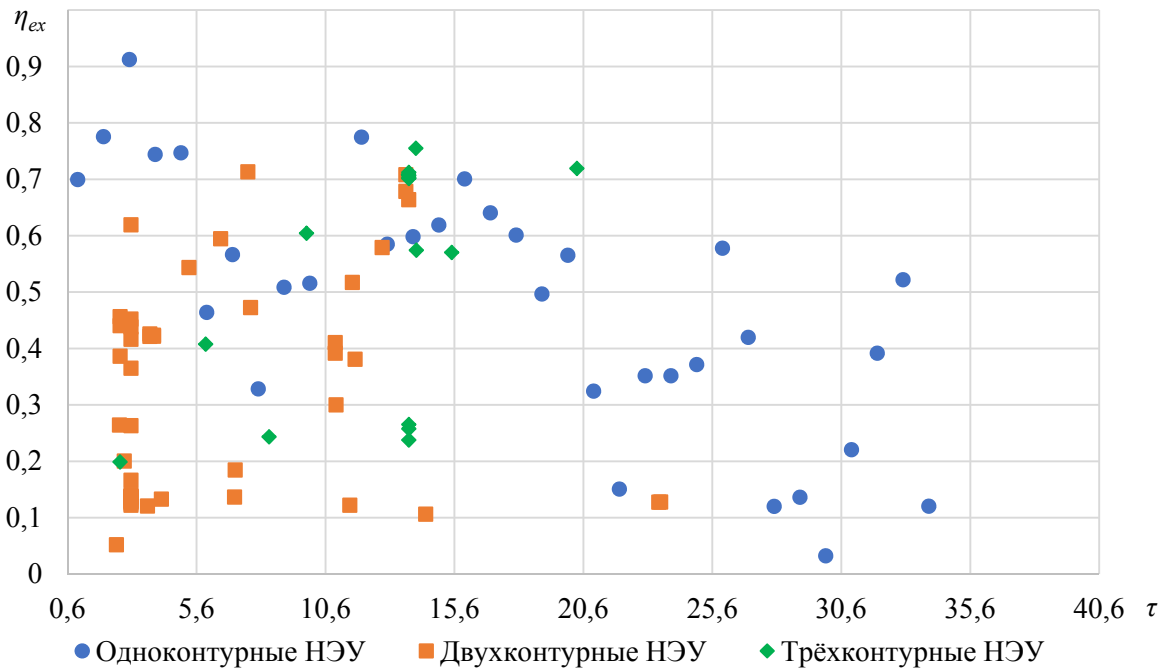


Рис. 2. Зависимость эксергетического КПД от отношения наибольшей и наименьшей температур цикла низкотемпературных энергетических установок

На рис. 1 – 3 представлены зависимости показателей эффективности НЭУ от отношения наибольшей и наименьшей температур цикла НЭУ. Можно заметить, что максимальная эффективность преобразования энергии в элементах НЭУ чаще наблюдаются в двух- и трёхконтурных НЭУ. Однако присутствуют и исключения среди одноконтурных НЭУ.

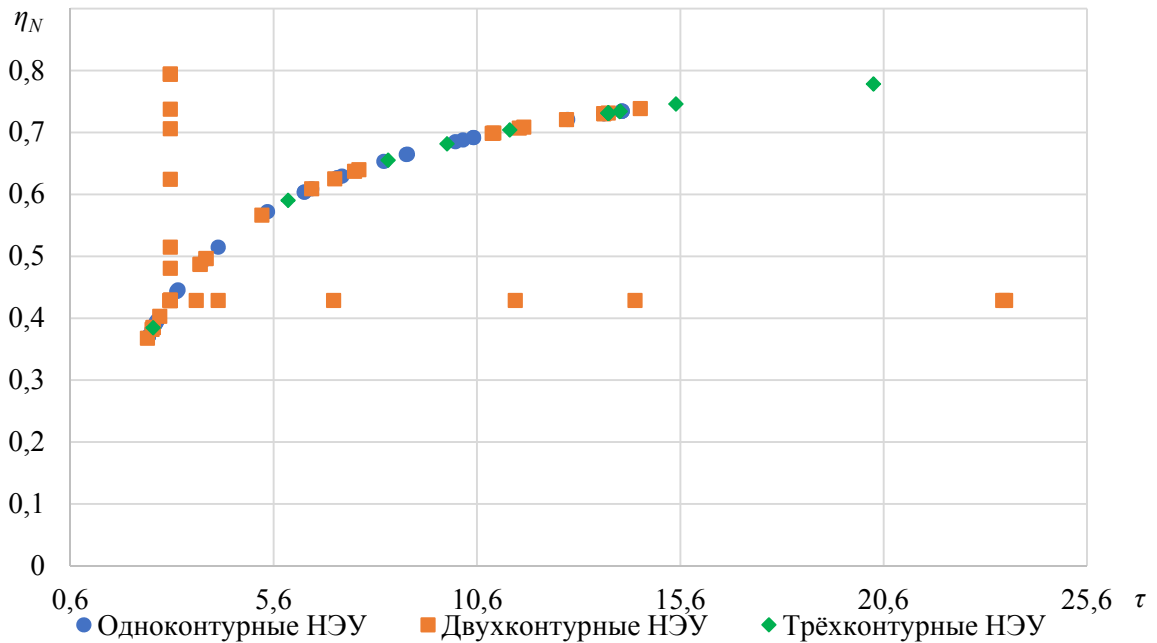


Рис. 3. Зависимость КПД Новикова – Карзона от отношения наибольшей и наименьшей температур цикла низкотемпературных энергетических установок

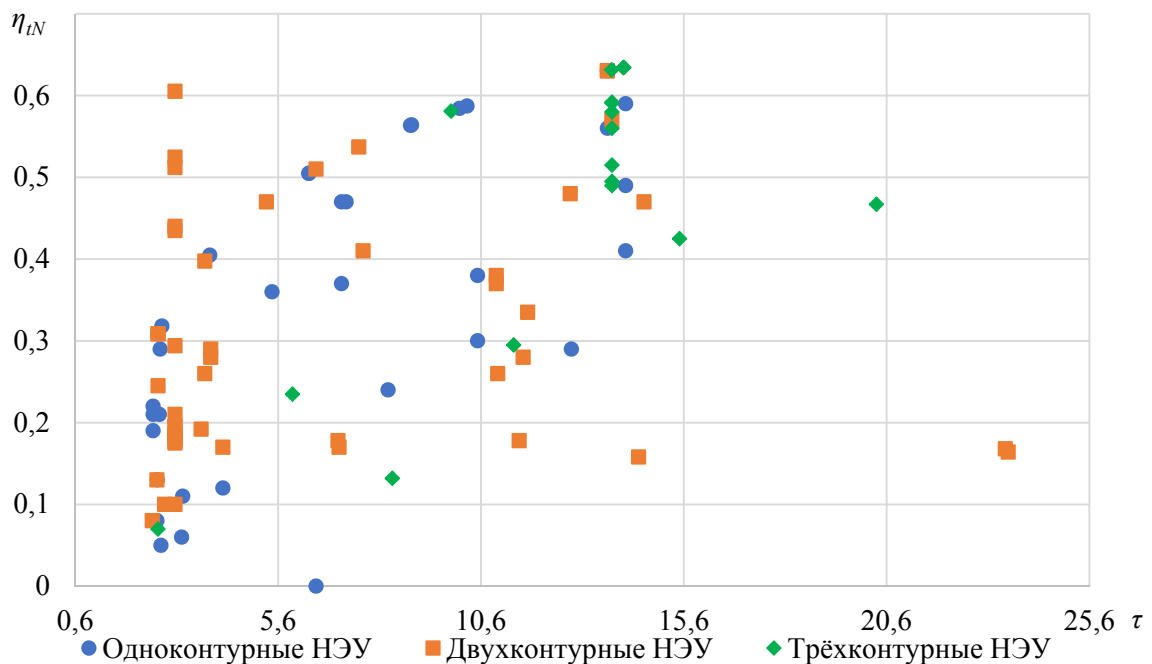


Рис. 4. Зависимость расчётного КПД «карнотизированного» цикла от отношения наибольшей и наименьшей температур цикла низкотемпературных энергетических установок

На рис. 4 представлена зависимость расчётного КПД «карнотизированного» цикла от отношения наибольшей и наименьшей температур цикла НЭУ. По полям характеристик НЭУ можно сделать вывод, что КПД «карнотизированного» цикла ниже теплового КПД, эксергетического КПД и КПД Новикова – Карзона, так как он учитывает тепловые процессы цикла НЭУ.

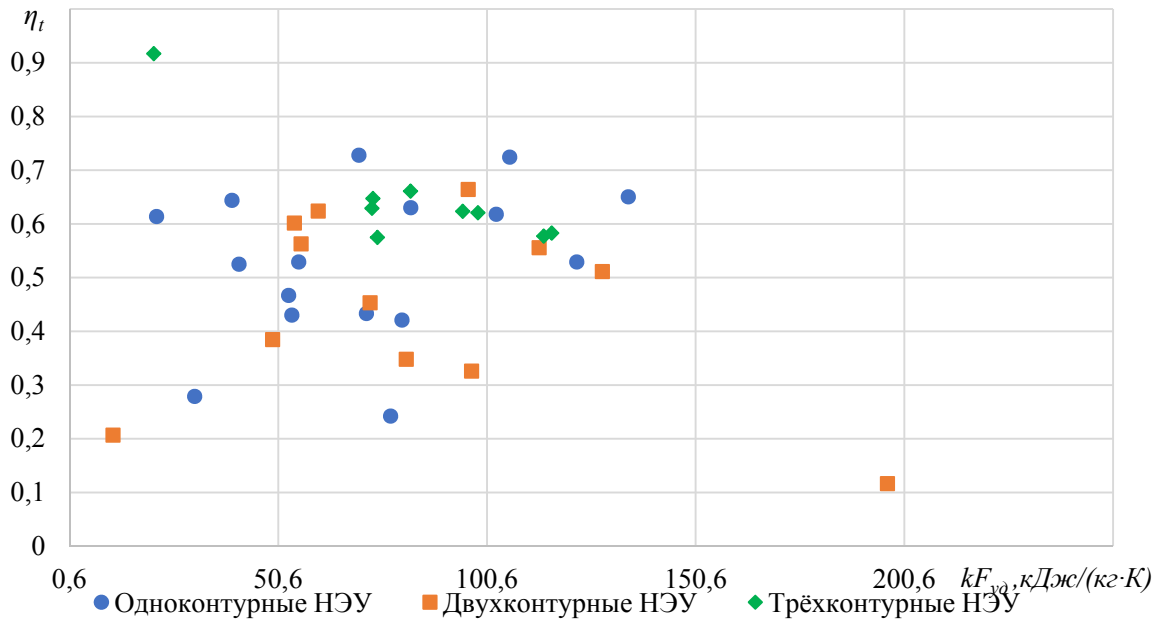


Рис. 5. Зависимость теплового КПД от удельного отношения теплового потока к разнице температур

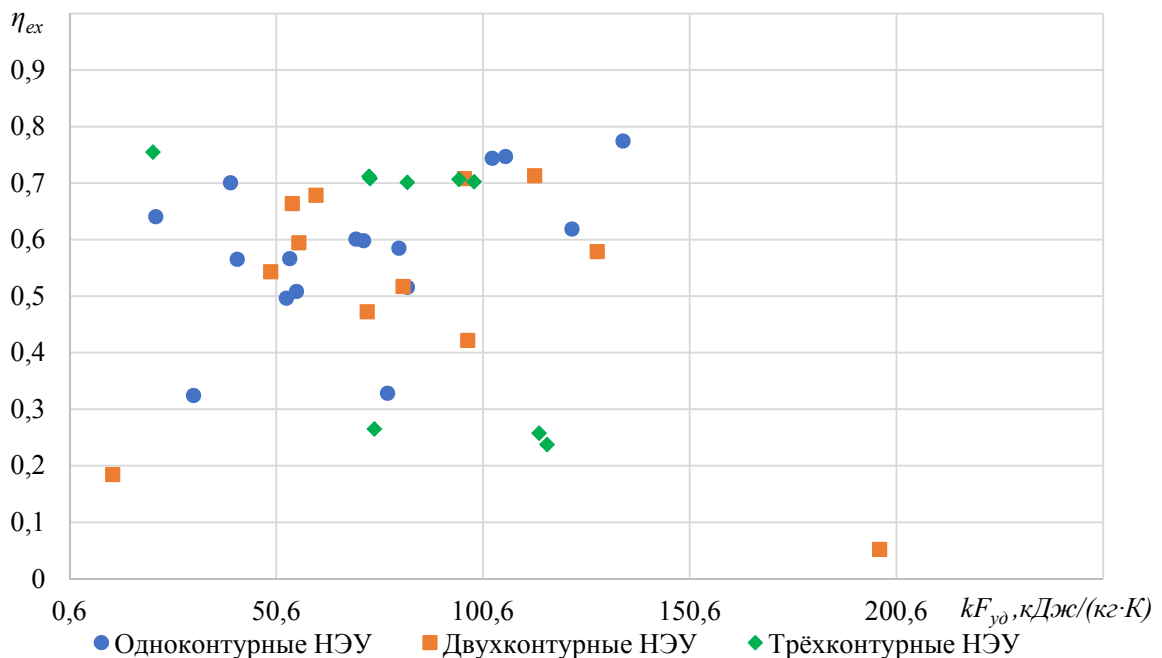


Рис. 6. Зависимость эксергетического КПД от удельного отношения теплового потока к разнице температур

На рис. 5, 6 представлены зависимости теплового КПД и эксергетического КПД от удельного отношения теплового потока к разнице температур. По полям характеристик можно сделать вывод о характере влияния регазифицирующих теплообменных аппаратов на эффективность работы НЭУ.

В результате приведённого расчётного исследования основных параметров низкотемпературных энергетических установок и анализа зависимостей, представленных на рис. 1 – 6, было определено, что наиболее эффективной НЭУ из числа проанализированных является одноконтурная низкотемпературная энергетическая установка, работающая по циклу Брайтона, в которой в качестве рабочего тела используется азот. Удельное отношение теплового потока к разнице температур данной НЭУ составляет  $kF_{y0} = 134,51$  кДж/(кг·К), тепловой КПД  $\eta_t = 0,65$ , а эксергетический КПД  $\eta_{ex} = 0,77$ .

### Заключение

В проведённой работе был проанализирован массив данных НЭУ с различными техническими решениями использования низкопотенциальной энергии криопродукта (преимущественно СПГ). Было определено, что наиболее эффективной НЭУ из числа проанализированных является одноконтурная низкотемпературная энергетическая установка, имеющая удельное отношение теплового потока к разнице температур  $kF_{y0} = 134,51$  кДж/(кг·К). При этом тепловой КПД составляет 65%, а эксергетический КПД 77%.

Предложенную методику оценки влияния различных факторов на эффективность работы НЭУ целесообразно использовать на предпроектном этапе её разработки, а метод определения влияния системы регазификации криопродукта на общую эффективность НЭУ – при решении проблемы оптимизации и прогнозирования работы одноконтурных и многоконтурных НЭУ в системах когенерации и тригенерации.

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

### Библиографический список

1. Бармин И.В., Кунис И.Д. Сжиженный природный газ вчера, сегодня, завтра. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. 256 с.
2. Uglanov D.A., Manakova O.A., Tremkina O.V., Sarmin D.V. LNG power complex integrated with air separation unit and low-temperature power plant // Proceedings of the 3rd International Conference on Electrical Engineering and Control Technologies, CEECT 2021 (December, 17, 2021, Virtual, Online). 2021. P. 187-190. DOI: 10.1109/CEECT53198.2021.9672328
3. Pan J., Li M., Zhu M., Li R., Tang L., Bai J. Energy, exergy and economic analysis of different integrated systems for power generation using LNG cold energy and geothermal energy // Renewable Energy. 2023. V. 202. P. 1054-1070. DOI: 10.1016/j.renene.2022.12.021
4. Зысин Л.В. Парогазовые и газотурбинные тепловые электростанции: учеб. пособие. СПб: Изд-во Политехнического университета, 2010. 377 с.
5. Злобин В.Г., Верховланцев А.А. Газотурбинные установки. Ч. 1. Тепловые схемы. Термодинамические циклы: учеб. пособие. СПб: Санкт-Петербургский государственный университет промышленных технологий и дизайна, 2020. 114 с.
6. Благин Е.В., Манакова О.А., Трёмкина О.В., Угланов Д.А. Низкотемпературные энергетические установки, использующие низкопотенциальную энергию СПГ (Обзор

публикаций по низкотемпературным энергетическим установкам с целью выявления схемных решений, состава и определения характеристик). Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева. Самара, 2023. 485 с. Деп. в ВИНТИ РАН 10.04.2023. № 10-B2023. DOI: 10.36535/0202-6120-2023-02-10-2023

7. Архаров А.И., Довгялло А.И., Угланов Д.А., Тремкина О.В. Оценка показателей эффективности схемных решений установок когенерации на базе ГТУ при использовании СПГ в качестве топлива // Химическое и нефтегазовое машиностроение. 2023. № 1-2. С. 25-30.

8. Тремкина О.В., Угланов Д.А., Карнаух В.В. Эксергетический метод оценки эффективности низкотемпературных энергетических установок, использующих низкопотенциальное тепло криопродукта // Сборник научных трудов «Энергоэффективные инженерные системы». СПб: Университет ИТМО, 2024. С. 139-144.

9. Новиков И.И. Эффективный коэффициент полезного действия атомной энергетической установки // Атомная энергия. 1957. Т. 3, № 11. С. 409-412.

10. Curzon F.L., Ahlborn B. Efficiency of a canot engine at maximum power output // American Journal of Physics. 1975. V. 43, Iss. 1. P. 22-24. DOI: 10.1119/1.10023

11. Угланов Д.А. Энергоэффективные системы преобразования низкопотенциальной энергии криопродуктов. Дис. ... докт. техн. наук. Санкт-Петербург, 2022. 689 с.

12. Тремкина О.В. Совершенствование метода определения характеристик низкотемпературных энергоустановок летательных аппаратов. Дис. ... канд. техн. наук. Самара, 2023. 178 с.

13. Манакова О.А., Угланов Д.А., Благин Е.В., Паньшин Р.А., Тремкина О.В. Оценка влияния различных факторов на эффективность работы низкотемпературных энергетических установок // Сб. докладов Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (23-25 июня 2021 г., Самара). Т. 2. Самара: Издательство Самарского университета, 2021. С. 213-214.

14. Krey G. Utilization of the cold by LNG vaporization with closed-cycle gas turbine // Journal of Engineering for Power. 1980. V. 102, Iss. 2. P. 225-230. DOI: 10.1115/1.3230241

15. Weber D. Recovery of energy from LNG vaporization // Proceedings of the International Seminar «New Ways to Save Energy» (October, 23-25, 1979, Brussel). 1980. P. 755-765. DOI: 10.1007/978-94-009-8990-0\_81

16. Najjar Y.S.H. A cryogenic gas turbine engine using hydrogen for waste heat recovery and regasification of LNG // International Journal of Hydrogen Energy. 1991. V. 16, Iss. 2. P. 129-134. DOI: 10.1016/0360-3199(91)90039-1

17. Bisio G. Diesel engine and closed cycle gas turbine with the exploitation of LNG physical exergy // Intersociety Energy Conversion Engineering Conference (August, 07-12, 1994, Monterey, CA, U.S.A.). 1994. P. 944-950. DOI: 10.2514/6.1994-3986

18. Wong W. LNG power recovery // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy. 1994. V. 208, Iss. 1. P. 3-12. DOI: 10.1243/PIME\_PROC\_1994\_208\_003\_02

19. Chiesa P. LNG receiving terminal associated with gas cycle power plants // Proceedings of the ASME Turbo Expo (June, 2-5, 1997, Orlando, Florida, USA). 1997. V. 2. DOI: 10.1115/97-GT-441



## EVALUATION OF THE INFLUENCE OF VARIOUS FACTORS ON THE PRODUCTIVITY IN LOW-TEMPERATURE POWER PLANTS

© 2024

- O. V. Tremkina** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Heat Engineering and Heat Engines; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [tereshchenko.ov@ssau.ru](mailto:tereshchenko.ov@ssau.ru)
- E. V. Blagin** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Heat Engineering and Heat Engines, Researcher at the Scientific and Educational Center for Gas Dynamic Research; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [blagin.ev@ssau.ru](mailto:blagin.ev@ssau.ru)
- R. A. Panshin** Junior Researcher at the Scientific and Educational Center for Gas Dynamic Research; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [panshinroman2016@yandex.ru](mailto:panshinroman2016@yandex.ru)
- V. I. Shikhalev** Engineer at the Scientific and Educational Center for Gas Dynamic Research; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [shikhalev.vi@ssau.ru](mailto:shikhalev.vi@ssau.ru)

The use of natural gas as a fuel is a current direction of the development of modern power plants. The proposed methodology evaluates the influence of various factors on the operating efficiency of low-temperature power plants using the example of the influence of heat flows of heat exchangers; a comparative analysis of the operating parameters and characteristics of heat vaporizer exchangers in the systems of storage of liquefied natural gas and power plants using low-potential energy of a cryogenic product was also carried out. An analysis of the array of data obtained from various articles is given, describing the state of complexes that use low-potential heat of the cryogenic product. A method for assessing the influence of a cryogenic product regasification system on the overall efficiency of power plants and systems is also described.

*Low-temperature power plant; low-potential energy; cryogenic product; liquefied natural gas; regasification*

---

*Citation:* Tremkina O.V., Blagin E.V., Panshin R.A., Shikhalev V.I. Evaluation of the influence of various factors on the productivity in low-temperature power plants. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 180-190. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-180-190

### References

1. Barmin I.V., Kunis I.D. *Szhizhennyy prirodnyy gaz vchera, segodnya, zavtra* [Liquefied natural gas yesterday, today, tomorrow]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2009. 256 p.
2. Uglanov D.A., Manakova O.A., Tremkina O.V., Sarmin D.V. LNG power complex integrated with air separation unit and low-temperature power plant. *Proceedings of the 3rd International Conference on Electrical Engineering and Control Technologies, CEECT 2021 (December, 17, 2021, Virtual, Online)*. 2021. P. 187-190. DOI: 10.1109/CEECT53198.2021.9672328
3. Pan J., Li M., Zhu M., Li R., Tang L., Bai J. Energy, exergy and economic analysis of different integrated systems for power generation using LNG cold energy and geothermal energy. *Renewable Energy*. 2023. V. 202. P. 1054-1070. DOI: 10.1016/j.renene.2022.12.021
4. Zysin L.V. *Parogazovye i gazoturbinnnye teplovye elektrostantsii: ucheb. posobie* [Steam and gas and gas turbine thermal power plants: textbook]. SPb: Polytechnic University Publ., 2010. 377 p.
5. Zlobin V.G., Verkholtantsev A.A. *Gazoturbinnnye ustanovki. Ch. 1. Teplovye skhemy. Termodinamicheskie tsikly: ucheb. posobie* [Gas turbine units. Part 1. Heat balance diagrams.

Thermodynamic cycles: textbook]. SPb: Saint Petersburg State University of Industrial Technologies and Design Publ., 2020. 114 p.

6. Blagin E.V., Manakova O.A., Tremkina O.V., Uglanov D.A. Cold energy power plants using cold energy LNG energy (Review of publications on low-temperature power plants in order to identify circuit solutions, composition, and characteristics). Samara National Research University. Samara, 2023. 485 p. Dep. VINITI RAN 10.04.2023. No. 10-B2023. DOI: 10.36535/0202-6120-2023-02-10-2023

7. Arkharov I.A., Dovgyallo A.I., Uglanov D.A., Tremkina O.V. Assessing the efficiency of circuit solutions for LNG-fueled GTP-based cogeneration plants. *Chemical and Petroleum Engineering*. 2023. V. 59, Iss. 1-2. P. 47-58. DOI: 10.1007/s10556-023-01207-3

8. Tremkina O.V., Uglanov D.A., Karnaukh V.V. Eksperimetalnyi metod otsenki effektivnosti nizkotemperaturnykh energeticheskikh ustanovok, ispol'zuyushchikh nizkopotentsial'noe teplo krioproducta. *Sbornik nauchnykh trudov «Energoeffektivnye Inzhenernye Sistemy»*. SPb: ITMO University Publ., 2024. P. 139-144. (In Russ.)

9. Novikov I.I. Efficiency of an atomic power generating installation. *The Soviet Journal of Atomic Energy*. 1957. V. 3, Iss. 11. P. 1269-1272. DOI: 10.1007/BF01507240

10. Curzon F.L., Ahlborn B. Efficiency of a canot engine at maximum power output. *American Journal of Physics*. 1975. V. 43, Iss. 1. P. 22-24. DOI: 10.1119/1.10023

11. Uglanov D.A. *Energoeffektivnye sistemy preobrazovaniya nizkopotentsial'noy energii krioproductov. Dis. ... dokt. tekhn. nauk* [Energy-efficient of cold energy conversion systems for cryoproducts. Doc. eng. sci. diss.]. Saint Petersburg, 2022. 689 p.

12. Tremkina O.V. *Sovershenstvovanie metoda opredeleniya kharakteristik nizkotemperaturnykh energoustanovok letatel'nykh apparatov. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Improving the method for determining the characteristics of low-temperature aircraft power plants. Thesis for a Candidate Degree (Engineering)]. Samara, 2023. 178 p.

13. Manakova O.A., Uglanov D.A., Blagin E.V., Panshin R.A., Tremkina O.V. Evaluation of the influence of various factors on productivity in low-temperature power plants. *Proceedings of the International Scientific and Practical Conference «Prospects for the Development of Engine Building» (June, 23-25, 2021, Samara)*. V. 2. Samara: Samara University Publ., 2021. P. 213-214. (In Russ.)

14. Krey G. Utilization of the cold by LNG vaporization with closed-cycle gas turbine. *Journal of Engineering for Power*. 1980. V. 102, Iss. 2. P. 225-230. DOI: 10.1115/1.3230241

15. Weber D. Recovery of energy from LNG vaporization. *Proceedings of the International Seminar «New Ways to Save Energy» (October, 23-25, 1979, Brussel)*. 1980. P. 755-765. DOI: 10.1007/978-94-009-8990-0\_81

16. Najjar Y.S.H. A cryogenic gas turbine engine using hydrogen for waste heat recovery and regasification of LNG. *International Journal of Hydrogen Energy*. 1991. V. 16, Iss. 2. P. 129-134. DOI: 10.1016/0360-3199(91)90039-1

17. Bisio G. Diesel engine and closed cycle gas turbine with the exploitation of lng physical exergy. *Intersociety Energy Conversion Engineering Conference (August, 07-12, 1994, Monterey, CA, U.S.A.)*. 1994. P. 944-950. DOI: 10.2514/6.1994-3986

18. Wong W. LNG power recovery. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*. 1994. V. 208, Iss. 1. P. 3-12. DOI: 10.1243/PIME\_PROC\_1994\_208\_003\_02

19. Chiesa P. LNG receiving terminal associated with gas cycle power plants. *Proceedings of the ASME Turbo Expo (June, 2-5, 1997, Orlando, Florida, USA)*. 1997. V. 2. DOI: 10.1115/97-GT-441

## ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ СОЗДАНИЯ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДАТЧИКОВ ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ СИСТЕМЫ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2024

- А. А. Трофимов** доктор технических наук, доцент, профессор кафедры «Информационно-измерительная техника и метрология»; Пензенский государственный университет; [alex.t1978@mail.ru](mailto:alex.t1978@mail.ru)
- Е. А. Печерская** доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Информационно-измерительная техника и метрология»; Пензенский государственный университет; [peal@list.ru](mailto:peal@list.ru)
- С. А. Здобнов** аспирант кафедры «Информационно-измерительная техника и метрология»; Пензенский государственный университет; [sa\\_zdobnov@mail.ru](mailto:sa_zdobnov@mail.ru)

Разработан датчик давления с пьезоэлектрическим чувствительным элементом для информационно-измерительной системы технического состояния ракетного двигателя. Теоретическим и экспериментальным путём получены основные технические характеристики пьезоэлементов лабораторных образцов. Для анализа микроструктуры материала пьезоэлементов были изготовлены шлифы. При анализе фотографий шлифов установлено, что структура пьезоматериала плотная, поры мелкие, равномерно распределённые по объёму. Разработан и испытан лабораторный макет технологического оборудования для плазменной модификации шихты на основе свинцовых и бессвинцовых компонентов.

*Датчик давления; чувствительный элемент; пьезомодуль; пьезокерамический элемент; шихта*

---

**Цитирование:** Трофимов А.А., Печерская Е.А., Здобнов С.А. Исследование технологии создания чувствительных элементов датчиков давления для системы ракетного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 4. С. 191-200.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-191-200

Датчики давления применяются в промышленных отраслях при автоматизации производственных процессов в автомобильном, авиационном и железнодорожном транспорте, ракетно-космической и авиационной технике [1; 2]. Значительный вес в общем количестве занимают датчики давления с пьезоэлектрическим чувствительным элементом.

Создание пьезокерамических материалов с оптимальными свойствами для датчиков специального назначения [3; 4] является сложной и актуальной материаловедческой задачей. Характеристики пьезоэлементов определяются составом пьезокерамического материала и технологией его изготовления [5].

В настоящее время как в России, так и за рубежом остаются недостаточно исследованными гистерезис, последействие и ползучесть пьезоэлементов. Отсутствуют достоверные математические модели влияния указанных факторов на эксплуатационные характеристики пьезоэлементов, а также математические модели процессов позиционирования и компенсации влияния внешних факторов на различные конструкции. В этой связи отработка и внедрение результатов технологии создания высококачественной пьезокерамической шихты и пьезокерамических материалов на её основе и широкой номенклатуры изделий пьезотроники [6; 7] с целью обеспечения импортозамещения являются своевременными и актуальными.

Для проведения исследований по определению основных характеристик лабораторных образцов пьезоэлементов на основе сегнетомягких, сегнетожестких, высокостабильных пьезокерамических материалов из пьезокерамической шихты на основе свинцовых компонентов, в том числе с применением редкоземельных металлов и методов нанотехнологий, разработан датчик давления, входящий в состав информационно-измерительной системы технического состояния ракетного двигателя при огневых испытаниях. Структурная схема системы приведена на рис. 1. Конструктивная схема датчика представлена на рис. 2.

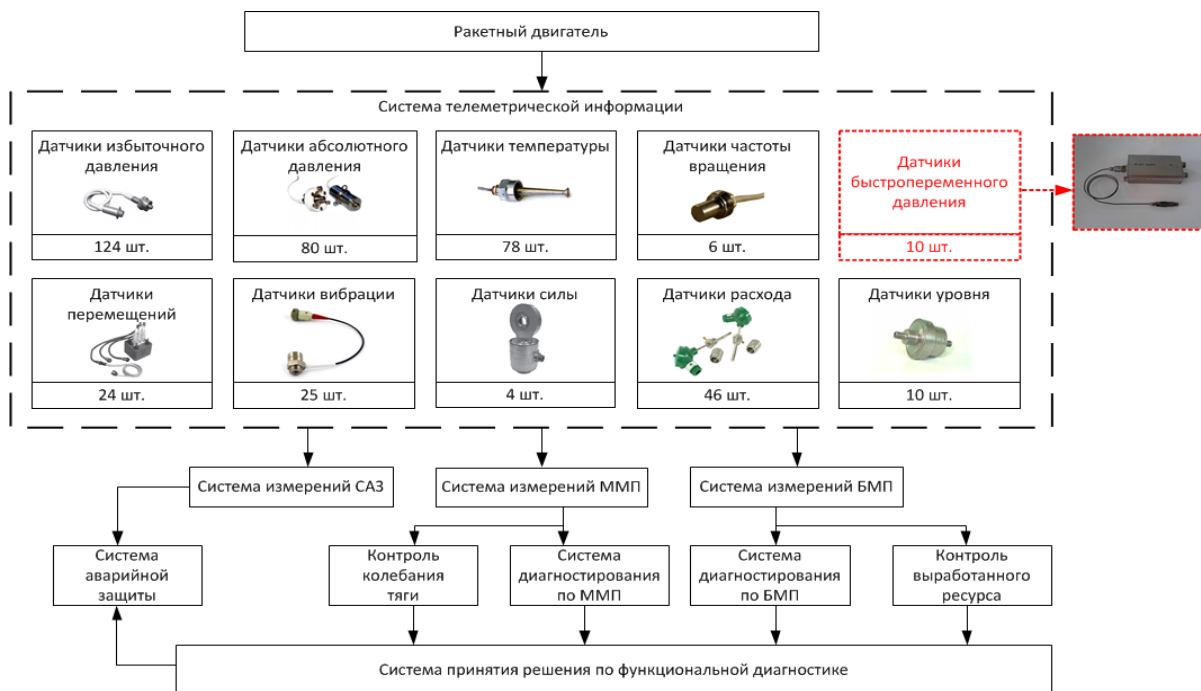


Рис. 1. Информационно-измерительная система технического состояния ракетного двигателя (САЗ – система аварийной защиты; ММП – медленно меняющиеся параметры; БМП – быстро меняющиеся параметры)

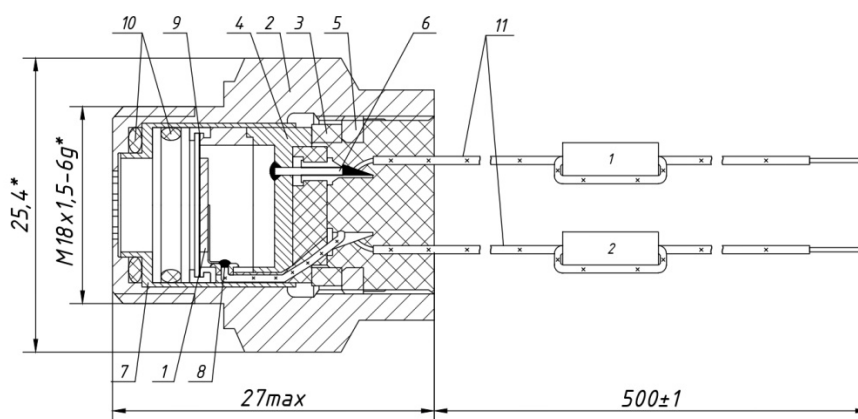


Рис. 2. Конструктивная схема датчика давления

Конструкция датчика состоит из корпуса 2, предназначенного для присоединения датчика к магистрали давления; мембраны 9, осуществляющей защиту пьезоэлемента от агрессивных сред; токосъёмника 8, позволяющего снять заряд с одной стороны пьезоэлемента.

зоэлемента; изолятора 7, изолирующего чувствительный элемент (ЧЭ) от корпуса; колец 10, обеспечивающих герметизацию конструкции датчика; прокладки 3, изолирующей ЧЭ от шайбы; шайбы 5, фиксирующей ЧЭ в корпусе; пьезоэлемента 1, воспринимающего быстропеременное давление; колодки 4 с контактами 6, обеспечивающей снятие выходных характеристик с ЧЭ; и проводов 11. Данная конструкция позволяет исследовать характеристики пьезоэлемента [8].

Задача исследования заключается в определении показателей изменения параметров пьезоэлементов при эксплуатации и хранении. Измерение пьезочувствительности лабораторных образцов пьезоэлементов из высокотемпературного пьезокерамического материала НФИ-90 в составе датчика производилось расчётным путём на основе прямой пропорциональности пьезочувствительности и выходного сигнала датчика.

Процесс изготовления лабораторных пьезоэлементов включал в себя синтез пьезокерамического материала из исходных химических компонентов, спекание керамических заготовок, механическую обработку (шлифования и резание), нанесение электродов (металлизацию) и поляризацию в постоянном электрическом поле с целью формирования у образцов пьезоэлектрических свойств в макроскопическом объёме. Общий вид пьезоэлементов приведён на рис. 3. Различия между лабораторными образцами пьезоэлементов типоразмера «диск» заключаются в составе металлизационной пасты: на образцах пьезоэлементов (рис. 3 слева) нанесён серебряный электрод, на образцах пьезоэлементов (рис. 3 справа) нанесён высокотемпературный серебряный электрод с добавками платины.

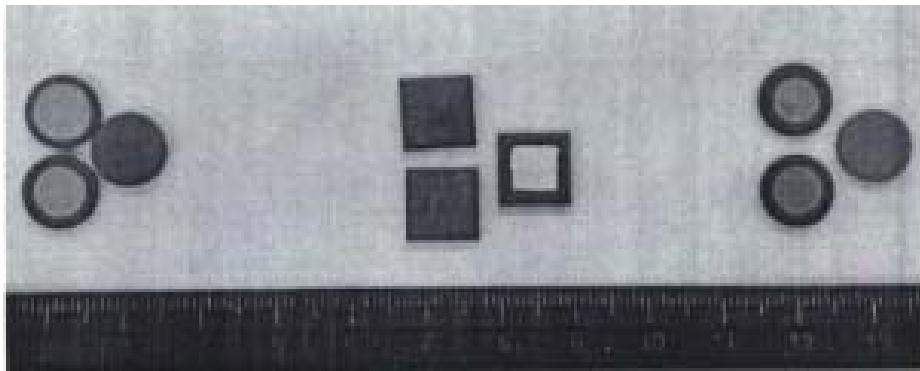


Рис. 3. Фотография чувствительного элемента датчика давления

Для достижения поставленной цели были разработаны программа методики испытаний, включающие в себя:

- определение относительной диэлектрической проницаемости;
- определение пьезочувствительности;
- контроль повторяемости выходного сигнала;
- контроль долговременной стабильности пьезочувствительности.

Определение относительной диэлектрической проницаемости  $\varepsilon$  проводилось расчётным путём согласно известной формуле [9]:

$$\varepsilon = \frac{C d}{S \varepsilon_0}, \quad (1)$$

где  $C$  – ёмкость пьезоэлемента, пФ;  $d$  – толщина пьезоэлемента, м;  $S$  – площадь поверхности пьезоэлемента, м<sup>2</sup>;  $\varepsilon_0 = 8,854 \cdot 10^{-12}$  Ф/м – диэлектрическая проницаемость вакуума.

Среднее значение относительной диэлектрической проницаемости исследованных образцов составило 1230, разброс значений в относительном виде не превышает 1,5%. Полученные значения относительной диэлектрической проницаемости образцов соответствуют требованиям технического задания, поскольку они входят в интервал от 500 до 3500.

Определение пьезочувствительности  $d_{33}$  проводилось расчётным путём с использованием следующей формулы [9]:

$$d_{33} = \frac{U_1 (C_{np} + C_n)}{\Delta P S_{м.эф.}}, \quad (2)$$

где  $U_1$  – выходной сигнал с датчика, мкВ;  $C_{np}$  – ёмкость датчика, пФ;  $C_n$  – ёмкость нагрузки измерительного оборудования, пФ;  $\Delta P$  – амплитуда динамического давления, Па;  $S_{м.эф.}$  – эффективная площадь мембраны, м<sup>2</sup>.

Амплитуда динамического давления составила 4286 Па.

Для расчёта были проведены измерения значения ёмкости нагрузки (измерительного оборудования), составившей 4700 пФ, и значения выходного сигнала с датчиков давления. Результаты измерений представлены в табл. 1, где также приведены результаты расчёта коэффициентов пьезочувствительности.

Оценка долговременной стабильности пьезочувствительности проводилась экспериментально. Результаты испытаний представлены на рис. 4 и в табл. 2. Замеры выходного сигнала  $U_1$  проводились с интервалом в один месяц.

Таблица 1. Результаты измерений пьезочувствительности пьезоэлементов в составе датчиков давления

Измеряемый параметр	Порядковый номер датчика		
	№1	№2	№3
Выходной сигнал $U_1$ , мкВ	112000	125000	102000
Коэффициент пьезочувствительности $d_{33}$ , пКл/Н	260	291	238

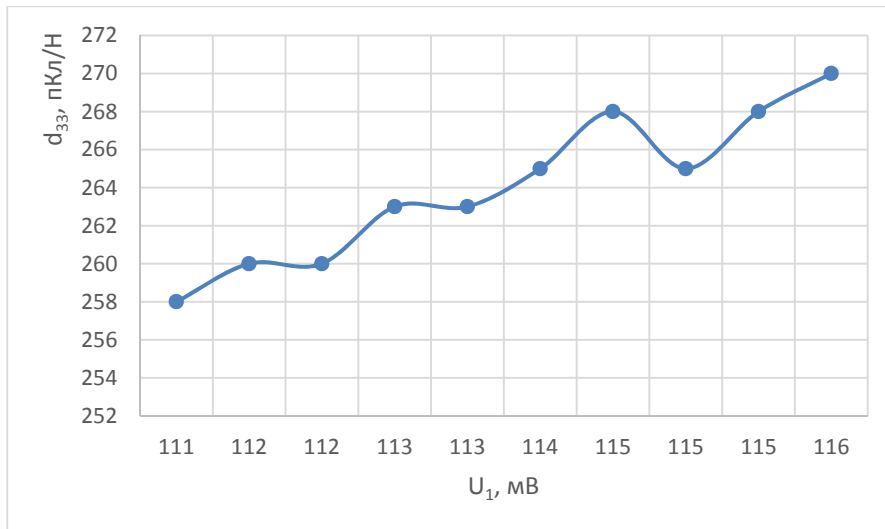
Таблица 2. Показатели долговременной стабильности пьезочувствительности

Стабильность пьезочувствительности, %		
Датчик № 1	Датчик № 2	Датчик № 3
0,60	0,54	0,76

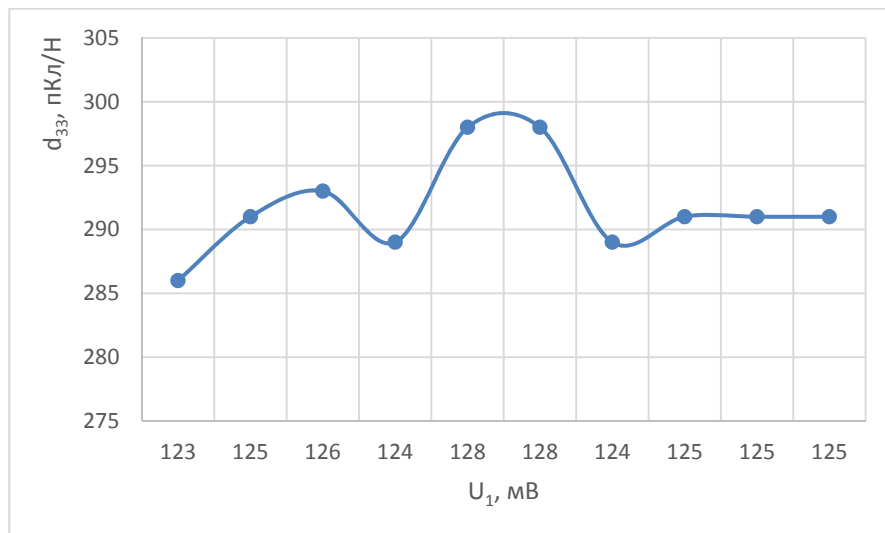
Изменение пьезочувствительности  $d_{33}$  керамических пьезоэлектриков во времени описывается логарифмической зависимостью [9; 10]:

$$d_{33}(\tau) = d_{33}(1 - K \lg \tau), \quad (3)$$

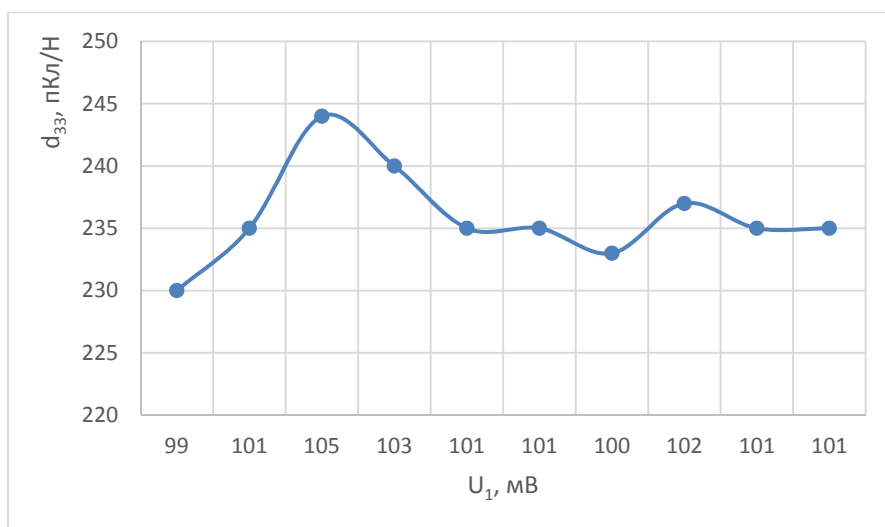
где  $d_{33}(\tau)$  – значение пьезочувствительности в момент времени  $\tau$ , пКл/Н;  $d_{33}$  – значение пьезочувствительности после поляризации, пКл/Н;  $K$  – коэффициент старения пьезочувствительности за логарифмическую декаду;  $\tau$  – время, прошедшее после поляризации, суток.



а



б

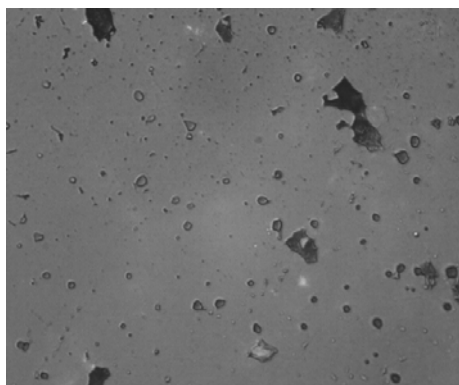


в

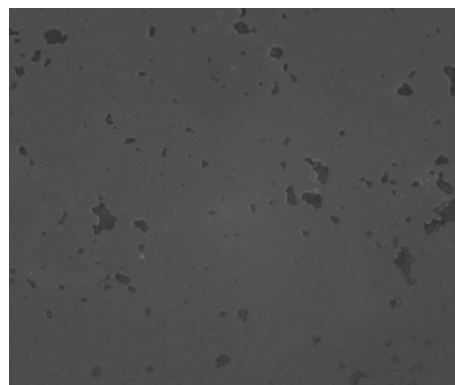
Рис. 4. Результаты проведения испытания по оценке долговременной стабильности пьезочувствительности: а – датчик №1; б – датчик №2; в – датчик №3

На основании полученных результатов прямого измерения получено значение  $K = 0,279\%$  за логарифмическую декаду. Следовательно, изменение пьезочувствительности в течение первого года эксплуатации составит  $0,72\%$ , начиная со второго года эксплуатации и до 18,5 лет (более 16000 ч) эксплуатации изменение пьезочувствительности составило  $0,35\%$ . Оба полученных значения соответствуют предъявляемым требованиям в части отклонения параметров при эксплуатации (в течение наработки) и хранения, соответствия показателей гамма-процентного ресурса и гамма-процентного срока службы.

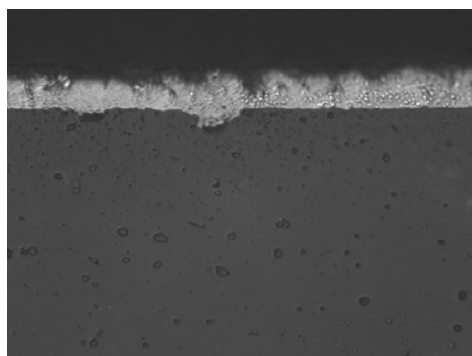
Были изготовлены две партии пьезокерамической шихты на основе свинцовых компонентов сегнетомягкого материала НФИ-51 и сегнетожесткого материала НФИ-81. Для анализа микроструктуры материала с использованием элементов первой и второй партии были изготовлены шлифы. Фотографии шлифов представлены на рис. 5 – 8.



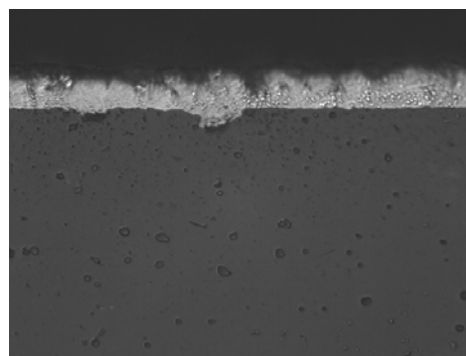
*Рис. 5. Фото микроструктуры пьезокерамики из первой партии. Увеличение  $400\times$*



*Рис. 6. Фото микроструктуры пьезокерамики из второй партии. Увеличение  $400\times$*



*Рис. 7. Фото микроструктуры пьезокерамики из первой партии с серебряными электродами. Увеличение  $400\times$*



*Рис. 8. Фото микроструктуры пьезокерамики из второй партии с серебряными электродами. Увеличение  $400\times$*

Как видно из представленных фотографий, структура пьезоматериала плотная. Объемная пористость не превышает  $5...7\%$  фазового состава материала. Поры мелкие, равномерно распределённые по объёму.

В процессе исследования разработан и испытан лабораторный макет технологического оборудования для плазменной модификации шихты на основе свинцовых и бесвинцовых компонентов.

На рис. 9 приведена измерительная схема испытаний.



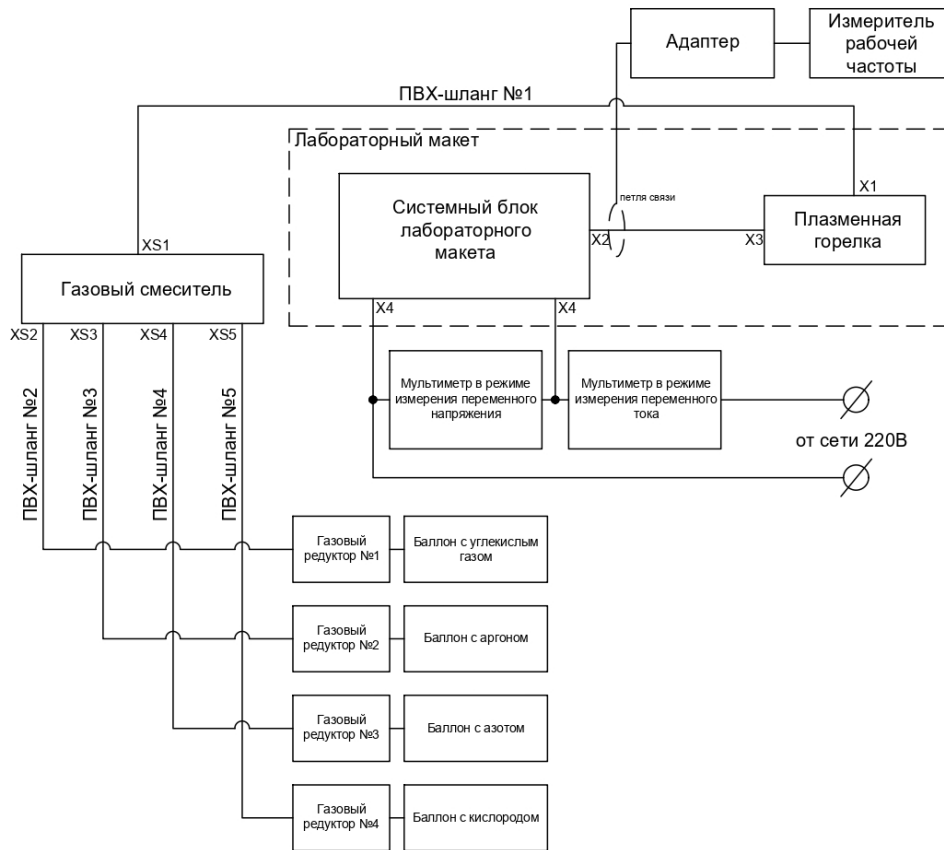


Рис. 9. Измерительная схема испытаний

Испытания проводились в лаборатории по программе и методикам лабораторных испытаний для определения основных параметров лабораторного макета специального технологического оборудования для плазменной модификации шихты на основе свинцовых и бессвинцовых компонентов и подтверждения соответствия основных параметров. Технические характеристики лабораторного макета специального технологического оборудования для плазменной модификации шихты на основе свинцовых и бессвинцовых компонентов соответствуют требованиям технического задания заказчика.

По результатам испытаний доработаны технологические процессы изготовления шихты в двух вариантах: на основе свинцовых и бессвинцовых компонентов, что позволило повысить пьезочувствительность  $d_{33}$  пьезокерамических элементов и соответственно расширить диапазон измерений датчиков давления. Разработаны составы и режимы получения пьезокерамических материалов на основе разработанной шихты с применением редкоземельных металлов, необходимых для изготовления высокотемпературных пьезокерамических элементов, которые используются в датчиках давления.

В результате проведённых исследований:

- внедрены технологии изготовления партий пьезокерамической шихты на основе свинцовых и бессвинцовых компонентов;
- внедрены технологии изготовления сегнетомягких, сегнетожестких, высокотемпературных пьезокерамических материалов;
- внедрены технологии изготовления образцов пьезоэлементов из сегнетомягкого, сегнетожесткого, высокостабильного, высокотемпературного пьезокерамических материалов.

Изготовлены макеты пьезоэлементов на основе сегнетомягких, сегнетожестких, высокостабильных пьезокерамических материалов. Изготовлен и испытан лабораторный образец специального технологического оборудования для плазменной модификации шихты.

По результатам исследований установлено:

– структура пьезокерамики из обеих партий плотная, поры мелкие, равномерно распределенные в объёме материала, что является предпосылкой успешной работы пьезокерамических элементов;

– геометрические размеры элементов соответствуют размерам используемых элементов;

– адгезия металлизационного покрытия удовлетворительная. Толщина серебряного покрытия находится в пределах 6...10 мкм, кроме того, покрытие равномерно нанесено по площади элемента;

– элементы, изготовленные из материала первой партии, ведут себя нестабильно: в случае осуществления термотренировки при температуре 100°C электрическая ёмкость возрастает более чем в два раза, затем при остывании до температуры 25°C уменьшается на 30...40% по сравнению с первоначальными значениями, а после проведения следующей термотренировки вновь увеличивается на 10...15% по сравнению с первоначальными значениями;

– элементы, изготовленные из второй партии, имеют стабильные параметры как при проведении термотренировки, так и после стабилизации. Тот факт, что в нормальных климатических условиях элементы из второй группы имеют меньшую ёмкость (порядка 15 нФ), чем указана в существующей конструкторской документации (20 нФ), играет свою положительную роль, т.к. повышается быстродействие пьезоэлектрических блоков при их работе в составе датчиков давления. Поэтому требования к этому параметру могут быть изменены в сторону уменьшения.

Исследования выполнены при поддержке Министерства науки и высшего образования РФ, проект «Синтез и исследование перспективных наноматериалов, покрытий и устройств электроники» (№ 124041700069-0).

### **Библиографический список**

1. Бастрыгин К.И., Трофимов А.А. Система измерения, мониторинга, контроля и диагностики параметров ракетного двигателя // Измерение. Мониторинг. Управление. Контроль. 2017. № 3 (21). С. 18-25. DOI: 10.21685/2307-5538-2017-3-3

2. Дмитриенко А.Г., Блинов А.В., Трофимов А.Н., Трофимов А.А. Тенденции развития датчиков, преобразователей и на их основе систем измерения, мониторинга и контроля технически сложных объектов ракетно-космической техники // Датчики и системы. 2012. № 9 (160). С. 4-6.

3. Дмитриенко А.Г., Трофимов А.Н., Трофимов А.А. Разработка унифицированных конструкций датчиков для перспективных систем измерения и контроля специальной техники // Измерительная техника. 2010. № 10. С. 19-22.

4. Кикот В.В., Данилова Е.А., Трофимов А.А., Жуков Т.О. Исследование влияния повышенной температуры на технические характеристики пьезоэлементов из керамики типа цирконат-титанат свинца // Надёжность и качество сложных систем. 2023. № 3 (43). С. 83-89. DOI: 10.21685/2307-4205-2023-3-10

5. Fimin A.V., Pecherskaya E.A., Timokhina O.A., Aleksandrov V.S., Volik A.V., Shepeleva A.E. Investigation of the dielectric fatigue on the example of lead titanate films

PbTiO<sub>3</sub> // Journal of Physics: Conference Series. 2021. V. 2086. DOI: 10.1088/1742-6596/2086/1/012179

6. Трофимов А.А., Кикот В.В., Фокина Е.А., Марков Д.М., Смирнов И.Е. Исследование технологии создания высокотемпературных текстурированных материалов для изготовления многослойных пьезоэлементов датчиков // Надёжность и качество сложных систем. 2023. № 2 (42). С. 90-95. DOI: 10.21685/2307-4205-2023-2-10

7. Pecherskaya E.A., Fimin A.V., Alexandrov V.S., Varenik Y.A., Volik A.V., Levin A.I. Metrological analysis of the relationship model between the properties of piezoelectric materials // Materials Science Forum. 2022. V. 1049. P. 305-310. DOI: 10.4028/www.scientific.net/msf.1049.305

8. Tsy-pin B.V., Pecherskaya E.A., Kikot V.V., Koshkin G.A., Fimin A.V. Study of the composite piezoelectric coatings used in sensing elements // Journal of Surface Investigation: X-Ray, Synchrotron and Neutron Techniques. 2022. V. 16, Iss. 6. P. 1322-1326. DOI: 10.1134/s1027451022060544

9. Окадзаки К. Технология керамических диэлектриков. М.: Энергия, 1976. 336 с.

10. Смажевская Е.Г., Фельдман Н.Б. Пьезоэлектрическая керамика. М.: Советское радио, 1971. 199 с.

## RESEARCH OF THE TECHNOLOGY OF DEVELOPING SENSITIVE ELEMENTS OF ROCKET ENGINE SYSTEM PRESSURE SENSORS

© 2024

**A. A. Trofimov** Doctor of Science (Engineering), Associate Professor, Professor of the Department of Information and Measuring Equipment and Metrology; Penza State University, Penza, Russian Federation; [alex.t1978@mail.ru](mailto:alex.t1978@mail.ru)

**E. A. Pecherskaya** Doctor of Science (Engineering), Head of the Department of Information and Measuring Equipment and Metrology; Penza State University, Penza, Russian Federation; [peal@list.ru](mailto:peal@list.ru)

**S. A. Zbodnov** Postgraduate Student of the Department of Information and Measuring Equipment and Metrology; Penza State University, Penza, Russian Federation; [sa\\_zdobnov@mail.ru](mailto:sa_zdobnov@mail.ru)

A pressure sensor with a piezoelectric sensing element was developed for the information and measurement system of the technical condition of a rocket engine. The main technical characteristics of piezoelectric elements of laboratory specimens were obtained theoretically and experimentally. To analyze the microstructure of the piezoelectric element material, slices were made, and when analyzing photos of the cuts, it was found that the piezoelectric material has dense structure and the pores are small, evenly distributed over the volume. A laboratory model of technological equipment for plasma modification of charge based on lead and lead-free components was developed and tested.

*Pressure sensor; sensitive element; piezoelectric module; piezoelectric ceramic element; charge*

---

*Citation:* Trofimov A.A., Pecherskaya E.A., Zbodnov S.A. Research of the technology of developing sensitive elements of rocket engine system pressure sensors. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 4. P. 191-200. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-191-200

### References

1. Bastrygin K.I., Trofimov A.A. The measurement system, monitoring, control and diagnostics parameters of the rocket engine. *Measuring. Monitoring. Management. Control*. 2017. No. 3 (21). P. 18-25. (In Russ.). DOI: 10.21685/2307-5538-2017-3-3

2. Dmitrienko A.G., Blinov A.V., Trofimov A.N., Trofimov A.A. Development trends for sensors, transducers and based on them measuring, monitoring and control systems for technically complex objects of rocket-and-space engineering. *Sensors and Systems*. 2012. No. 9 (160). P. 4-6. (In Russ.)

3. Dmitrienko A.G., Trofimov A.N., Trofimov A.A. Development of uniform designs of transducers for prospective measurement and control systems for specially engineered instruments. *Measurement Techniques*. 2011. V. 53, Iss. 10. P. 1107-1112. DOI: 10.1007/s11018-011-9625-z

4. Kikot V.V., Danilova E.A., Trofimov A.A., Zhukov T.O. Investigation of the influence of increased temperature on the technical characteristics of piezo elements from ceramics of the zirconate-titanate lead type. *Reliability and Quality of Complex Systems*. 2023. No. 3 (43). P. 83-89. (In Russ.). DOI: 10.21685/2307-4205-2023-3-10

5. Fimin A.V., Pecherskaya E.A., Timokhina O.A., Aleksandrov V.S., Volik A.V., Shepeleva A.E. Investigation of the dielectric fatigue on the example of lead titanate films PbTiO<sub>3</sub>. *Journal of Physics: Conference Series*. 2021. V. 2086. DOI: 10.1088/1742-6596/2086/1/012179

6. Trofimov A.A., Kikot V.V., Fokina E.A., Markov D.M., Smirnov I.E. Research of technology for creating high-temperature textured materials for manufacturing multilayer piezo transducer elements. *Reliability and Quality of Complex Systems*. 2023. No. 2 (42). P. 90-95. (In Russ.). DOI: 10.21685/2307-4205-2023-2-10

7. Pecherskaya E.A., Fimin A.V., Alexandrov V.S., Varenik Y.A., Volik A.V., Levin A.I. Metrological analysis of the relationship model between the properties of piezoelectric materials. *Materials Science Forum*. 2022. V. 1049. P. 305-310. DOI: 10.4028/www.scientific.net/msf.1049.305

8. Tsy-pin B.V., Pecherskaya E.A., Kikot V.V., Koshkin G.A., Fimin A.V. Study of the composite piezoelectric coatings used in sensing elements. *Journal of Surface Investigation: X-Ray, Synchrotron and Neutron Techniques*. 2022. V. 16, Iss. 6. P. 1322-1326. DOI: 10.1134/s1027451022060544

9. Okazaki K. Ceramic engineering for dielectrics. Tokio: Gakkensha, 1969. 532 p.

10. Smazhevskaya E.G., Feldman N.B. *P'ezoelektricheskaya keramika* [Piezoelectric ceramics]. Moscow: Sovetskoe Radio Publ., 1971. 199 p.