

doi: 10.17586/2226-1494-2026-26-3-597-606

УДК 51-74

Оптимизация процессов смешения кислород-керосинового газогенератора

Павел Александрович Архипов¹, Павел Викторович Булат²,
Максим Евгеньевич Ренев³

^{1,2,3} Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, 190005, Российская Федерация

¹ arkhipov.pa@inbox.ru, <https://orcid.org/0000-0002-9588-7104>

² pavelbulat@mail.ru, <https://orcid.org/0000-0003-0099-9953>

³ renewme@mail.ru, <https://orcid.org/0000-0002-0583-0607>

Аннотация

Введение. Представлены результаты оптимизации, направленные на улучшение смешения топлива и окислителя при сохранении эксплуатационных характеристик камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя. Традиционные методы проектирования камер сгорания, описанные в классических учебных пособиях, основаны на полуэмпирических методиках, предназначенных, главным образом, для разработки мощных ракетных двигателей тягой от нескольких десятков тонн. В настоящее время появляется потребность в коммерческих средствах выведения легкого и сверхлегкого класса. Учитывая ограниченные габариты, массу и энергетические ресурсы малогабаритных жидкостных ракетных двигателей, особое внимание уделяется компактности и надежности работы форсуночных узлов. Рассматриваются вопросы, связанные с проектированием и оптимизацией форсуночной головки, обеспечивающей оптимальное смешение компонентов на расстоянии от днища форсуночной головки, достаточном для минимизации тепловой нагрузки на него. **Метод.** Применяется метод численного моделирования газодинамики с учетом процессов горения, переноса тепла, компонентов топливной смеси и излучения. Для учета жидких фаз кислорода, керосина, для корректной скорости движения этих фаз в форсунках используется уравнение состояния псевдогаза. Дроссельные характеристики форсунок рассчитаны в программном пакете ANSYS. Глобальная параметрическая оптимизация (метод роя частиц) проводилась по углам, диаметрам и расположению форсунок. Для валидации выходных параметров использованы расчеты химического равновесия в программном пакете «NASA CEA». **Основные результаты.** Показано, что разработанная методика оптимизации позволяет уменьшить размеры камеры сгорания практически в два раза. Сочетание методов численного моделирования процессов смесеобразования и горения с алгоритмами оптимизации позволяет проводить предварительную оптимизацию конструкции до изготовления опытных образцов, тем самым сокращая затраты на их разработку и изготовление. **Обсуждение.** В сравнении с распространенными подходами — параметрическим перебором, градиентной оптимизацией на упрощенных корреляциях, планированием эксперимента и «ручной» настройкой по стендовым сериям — предложенный метод опирается на сопряженные расчеты течения и теплообмена с быстрой моделью псевдогаза и автоматическим подбором геометрии форсунок по критериям равномерности и устойчивости горения. Это сокращает число физических итераций, повышает однородность факела и снижает термонапряженность узлов. Области применения рассматриваемого метода оптимизации: форсуночные головки жидкостных ракетных двигателей малой и средней тяги, газогенераторы, камеры воспламенения стендовых установок. Перспективы рассматриваемого метода: учет нестационарных колебаний и акустики, оптимизация с учетом неопределенностей, интеграция ограничений аддитивного производства и автоматизированный синтез каналов.

Ключевые слова

жидкостный ракетный двигатель, форсуночная головка, камера сгорания, горение, оптимизация, смешение, форсунка

Благодарности

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в ходе реализации проекта «Разработка фундаментальных и прикладных основ перспективных методов увеличения эффективности малоразмерных газотурбинных двигателей беспилотных летательных аппаратов и аэрокосмических транспортных систем, а также наземных энергетических установок», № FZWF-2024-0004.

© Архипов П.А., Булат П.В., Ренев М.Е., 2026

Ссылка для цитирования: Архипов П.А., Булат П.В., Ренев М.Е. Оптимизация процессов смешения кислород-керосинового газогенератора // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2026. Т. 26, № 3. С. 597–606. doi: 10.17586/2226-1494-2026-26-3-597-606

Optimization of oxygen-kerosene gas generator mixing processes

Pavel A. Arkhipov¹✉, Pavel V. Bulat², Maksim E. Renev³

^{1,2,3} Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov, Saint Petersburg, 190005, Russian Federation

¹ arkhipov.pa@inbox.ru✉, <https://orcid.org/0000-0002-9588-7104>

² pavelbulat@mail.ru, <https://orcid.org/0000-0003-0099-9953>

³ renevme@mail.ru, <https://orcid.org/0000-0002-0583-0607>

Abstract

The study presents optimization results aimed at improving fuel–oxidizer mixing while preserving the operational characteristics of a liquid rocket engine combustion chamber. Traditional chamber design methods described in classic textbooks are based on semi-empirical procedures intended primarily for high-thrust engines delivering several tens of tons of thrust. There is now a growing demand for commercial launch vehicles of the light and ultralight classes. Given the tight size, mass, and energy budgets of small liquid engines, particular attention is paid to the compactness and reliability of injector assemblies. The work addresses the design and optimization of the injector head to achieve optimal mixing at a standoff from the injector faceplate sufficient to minimize its thermal load. Computational fluid dynamics is applied with combustion, heat transfer, species transport, and radiation. To account for the liquid phases of oxygen and kerosene and to represent their velocities in the injectors correctly, a pseudo-gas equation of state is used. Injector throttling characteristics are computed in ANSYS. Global parametric optimization (particle swarm method) is performed over injector angles, diameters, and layout. “NASA CEA” equilibrium calculations are used to validate output parameters. The developed optimization technique reduces combustion chamber dimensions by nearly a factor of two. Combining computational fluid dynamics of mixing and combustion with optimization algorithms enables preliminary design optimization before prototype fabrication, thereby lowering development and manufacturing costs. Compared with common approaches — parametric sweeps, gradient optimization based on simplified correlations, design of experiments, and manual tuning through test campaigns — the method relies on coupled flow and heat-transfer calculations with a fast pseudo-gas model and automatic selection of injector geometry by criteria of mixture uniformity and combustion stability. This reduces the number of physical iterations, improves spray uniformity, and lowers thermal stresses on components. Application areas of the suggested method: injector heads for small- and medium-thrust liquid engines, gas generators, and ignition chambers of test stands. Prospects of the method: accounting for unsteady oscillations and acoustics, optimization under uncertainties, integration of additive manufacturing constraints, and automated channel synthesis.

Keywords

liquid rocket engine, injector head, combustion chamber, combustion, optimization, mixing, nozzle

Acknowledgements

This work was financially supported by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation during the implementation of the project “Development of fundamental and applied principles of promising methods for increasing the efficiency of small-sized gas turbine engines of unmanned aerial vehicles and aerospace transport systems as well as ground-based power plants”, No. FZWF-2024-0004.

For citation: Arkhipov P.A., Bulat P.V., Renev M.E. Optimization of oxygen-kerosene gas generator mixing processes. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*, 2026, vol. 26, no. 3, pp. 597–606 (in Russian). doi: 10.17586/2226-1494-2026-26-3-597-606

Введение

Камера сгорания является наиболее сложным и термонапряженным элементом конструкции двигательной установки. Термодинамические и химические процессы в камере сгорания отличаются высокой сложностью, поэтому традиционно для их проектирования применяются полумпирические методики, например [1, 2]. Объем камеры определяет время пребывания в ней топлива и горения, которое должно быть достаточным для завершения сгорания. Чем совершеннее форсуночная головка, и больше скорость реакций и давление, тем меньше объем камеры сгорания.

С целью уменьшения габаритов двигателя необходимо стремиться к уменьшению диаметра головки, т. е. к уменьшению шага форсунок и их числа, однако это не

может быть сделано произвольно. Уменьшение такого шага может вызывать ухудшение условий теплоподвода. В то же время условия смешения компонентов при уменьшении шага улучшаются, так как уменьшается неравномерность распределения компонентов по сечению.

Для характеристики формы двигателя принято использовать следующие параметры.

Безразмерная площадь и приведенная длина камеры сгорания имеют вид:

$$\bar{F}_k = \frac{F_k}{F_{кр}}, \quad l_{пр} = \frac{V_k}{F_{кр}},$$

где V_k — объем камеры сгорания (от форсуночной головки до критического сечения сопла). Для топливной смеси из жидкого кислорода и керосина $l_{пр}$, как прави-

ло, равняется $1-1,5$ м. Безразмерную площадь выбирают в диапазоне $\bar{F}_k = 3-8$.

Тяга жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) определяется давлением в камере сгорания и площадью критического сечения сопла. Сочетание данных двух факторов приводит к тому, что с уменьшением тяги удлинение камеры сгорания $l_{пр}/F_k$ растет, т. е. она становится более вытянутой.

Современные исследования сосредоточены на повышении эффективности форсуночных головок за счет улучшенного распыла, миниатюризации конструкции и оптимизации формы камер смешения [3–5]. Особое внимание уделяется использованию двух- и многокомпонентных распыливающих систем (тангенциальных, щелевых, конических и центробежных форсунок) для достижения высокой однородности топливной смеси при минимальных потерях давления. С развитием коммерческих космических средств выведения сверхлегкого класса вновь актуальными становятся обычные струйные форсунки, так как в малогабаритных ракетных двигателях стоит задача отодвинуть фронт пламени от стенки форсуночной головки с целью недопущения ее прогара. Современное состояние научных исследований указывает на необходимость комплексного подхода к проектированию форсуночной головки: от выбора типа форсунок и геометрии до численного моделирования и оптимизации, с обязательной экспериментальной верификацией полученных результатов.

Особую актуальность приобретают исследования в области малогабаритных ЖРД, где геометрические ограничения требуют особого подхода к проектированию форсунок. Работа [6] демонстрирует, что миниатюризация не только усложняет процессы смесеобразования, но и повышает чувствительность системы к отклонениям в параметрах, что требует более строгих допусков при изготовлении и сборке. Задача оптимизации процесса смешения в форсуночной головке ЖРД малой тяги приобретает особую важность [7]. В частности, представляет интерес анализ влияния геометрии размещения форсунок, углов впрыска, соотношения массовых расходов и скоростей истечения струй компонентов топлива на структуру потока и эффективность смешения. Также отмечается актуальность примене-

ния оптимизационных алгоритмов, включая методы топологической и параметрической оптимизации, генетические алгоритмы и методы машинного обучения для выбора конструктивных параметров форсуночной головки [8–10].

Современные методы численного моделирования открывают новые возможности для оптимизации конструкции форсуночной головки без необходимости проведения большого числа дорогостоящих огневых испытаний. С развитием численных методов моделирования широкое распространение получили подходы на основе численных расчетов газодинамики для анализа процессов распыла, испарения и горения. В работах [6, 11, 12] рассмотрены модели распыла (например, модель Lagrangian Spray и Eulerian-Eulerian).

В настоящей работе изучены вопросы, связанные с проектированием форсуночной головки, обеспечивающей оптимальное смешение компонентов на минимальном расстоянии от днища форсуночной головки, достаточном для минимизации тепловой нагрузки на него. Работа является продолжением исследования [13].

Постановка задачи исследования

Рассмотрим упрощенную модель цилиндрической камеры сгорания (рис. 1) ЖРД малой тяги (в классе тяги 15–25 кН) с плоской форсуночной головкой, состоящей из цилиндрических форсунок горючего (керосин) и окислителя (жидкий кислород). Поставлена задача: найти оптимальное расположение форсунок, углы их наклона, длины и диаметры, обеспечивающие наилучшие характеристики смешения, минимальные размеры камеры сгорания, а также допустимую величину теплового потока на сторону стенки форсуночной головки.

За основу геометрии приняты результаты расчетов гипотетической камеры сгорания, выполненные по работам [1, 2], диаметр камеры сгорания — 80 мм, длина 120 мм.

Метод решения

Поставленная задача решается в численном пакете Ansys Fluent 2022 R2. Условно решаемую систему урав-

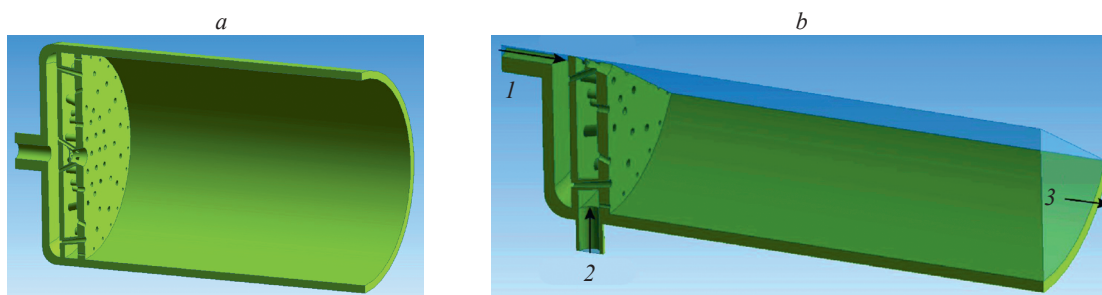


Рис. 1. Геометрия камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя: разрез (а); расчетная область — сектор 60° (b).

1 — массовый расход кислорода 0,725 кг/с при температуре 50 К; 2 — массовый расход керосина 0,27 кг/с при температуре 300 К; 3 — выходное сечение с заданным статическим давлением 80 бар

Fig. 1. Geometry of the combustion chamber of a liquid propellant rocket engine: section (a), calculation domain — sector 60° (b).

1 is oxygen mass flow rate of 0.725 kg/s at a temperature of 50 K; 2 is kerosene mass flow rate of 0.27 kg/s at a temperature of 300 K; 3 is outlet section with a preset static pressure of 80 bar

нений можно поделить на две части: «газодинамику горения» и «динамику капель». Модель трехмерная, система уравнений стационарная.

Часть 1. Представлены уравнения Reynolds Averaged Navier–Stokes $k-\omega$ Shear Stress Transport (RANS SST) для сжимаемой среды — совершенный газ-смесь, перенос компонент «species transport» с учетом горения по турбулентной модели «Eddy dissipation concept» [14], учитывающей процесс смешения компонент, реакции в тонких масштабах с пульсациями температуры, излучение по модели Direct-Ordinate с коэффициентами поглощения для смеси wsga-domain-based (лучевая модель с излучением и поглощением газами, пламенами). Рассматриваются компоненты: керосин (циклододекан) [15], сажа, а также кислород, атом кислорода, угарный газ, углекислый газ, водород, атом водорода, гидроксильный радикал, гидропероксильный радикал, перекись водорода, пары воды. Схема реакций комбинирована, использованы 37 реакций. Из работы [15] взято разложение керосина до сингаза с водородом или до сажи, догорание этих веществ описывается схемой Grimech 3.0.

Часть 2. Показан процесс испарения капель жидких керосина, кислорода. В ходе испарения следует учесть значительное снижение плотности компонент из-за нагрева после форсуночной головки и затраты энергии на этот процесс. Отметим, что упрощенные, эмпирические зависимости использовались для создания геометрии форсуночной головки первого приближения.

До получения продуктов сгорания происходит несколько процессов преобразования исходного жидкого топлива. Это дробление капель (процесс 1); испарение капель (процесс 2); перемешивание капель и их воспламенение (процесс 3); диффузионное горение (процесс 4).

В [1, 2] приведены эмпирические зависимости, позволяющие находить время полного протекания соответствующего процесса в зависимости от скорости течения, углов соударения капель горючего с каплями жидкого кислорода и т. д. Соответственно, можно получить зависимости доли прореагировавшей топливной смеси, в рамках соответствующего физико-химического процесса, от продольной координаты x/L_k , где L_k — длина камеры сгорания. Поскольку эмпирические зависимости образуют систему алгебраических уравнений, то их решение хорошо поддается оптимизации методами глобальной оптимизации, например, методом роя частиц или аналогичными методами.

Для струйных форсунок была принята схема цилиндрического дросселя. Форсунки располагались попарно под углом друг к другу.

Форсуночная головка представляет собой конструктивный элемент, обеспечивающий дозированную подачу жидкой или газожидкостной среды с последующим ее распылением. Анализ распределения основных характеристик течения в пределах форсуночной головки необходим для оптимизации процессов распыления и повышения эффективности работы устройства в целом. Внутренний поток в форсуночной головке можно условно разделить на три характерные зоны: зону подвода (впускную часть), камеру подготовки потока, зону

формирования и выхода струи (сопло). В каждой из этих зон наблюдаются специфические гидродинамические процессы, оказывающие влияние на параметры выходного потока. Характеристики течения в форсуночной головке формируются под влиянием геометрии каналов, режима подачи жидкости и конструкции выходного отверстия.

Существует несколько методов разной степени сложности, позволяющих рассчитывать процессы 1–4. Первый, самый грубый, метод — описание струй капель как газовых потоков с коррекцией плотности и скорости потока. Он применим только при очень малых размерах капель, когда инерция частиц мала (низкие числа Стокса), что, в целом, не соответствует поставленной задаче. Второй — моделирование потоков капель как континуальных течений псевдогаза (флюида) с контролем расходонапряженностей и критериев подобия по числу Рейнольдса (Re), Маха (M), Вебера (We) (для контроля условия разрушения капель). Третий — условно точный метод расчета двухфазовых течений, расширенный метод Лагранжа с первичным дроблением струи на капли и расчетом движения капель в газовой среде, соударение капель между собой со вторичным дроблением, испарения в результате действия излучения и теплопередачи от газа к жидкости.

Третий метод весьма затратный по времени разработки постановки задачи и очень требовательный к вычислительным ресурсам.

В настоящей работе выбран второй метод — метода псевдогаза. Модель псевдогаза является континуальной, т. е. струи считаются сплошными, отдельные капли в расчете не выделяются и не рассчитываются. В отличие от модели идеального газа, в котором не учитывается взаимодействие молекул между собой, в псевдогазе (флюиде) эта модель присутствует. В результате потоки жидкости считаются также, как и потоки газа, но производится корректировка плотности таким образом, что соблюдается закон сохранения расхода. Для корректного пересчета в ANSYS используются таблицы для соответствующих веществ. Встроенный алгоритм ANSYS позволяет рассчитывать течение испаряющейся жидкости по одной модели с парами газа, т. е. задача является однофазной, что существенно ускоряет расчет и упрощает постановку задачи.

В результате определено, что часть 2 модели — определение плотности по уравнению состояния реального газа Соава–Редлиха–Квонга [16] для каждой компоненты смеси.

Уравнение состояния:

$$p = \frac{RT}{V_m - b} - \frac{\alpha(T_r, \omega)}{V_m(V_m + b) + b(V_m - b)},$$

$$\alpha(T_r, \omega) = [1 + m(1 - T_r^{0,5})]^2,$$

$$m = 0,37464 + 1,57426\omega - 0,26992\omega^2,$$

где R — универсальная газовая постоянная; T — абсолютная температура; V_m — мольный объем; α — модифицирующая функция; T_r — температура, нормированная на критическое значение; ω — ацентрический фактор; параметр b подбирается под заданные крити-

ческие параметры. Для керосина задаются следующие критические параметры [17]: температура 658 К, давление 1817 кПа, плотность 227 кг/м³, ацентрический фактор 0,574; для кислорода — 154 К, 5043 кПа, 436 кг/м³ и фактор 0,021.

Свойства всей смеси вычисляются по правилу смешения идеального газа. Для каждой отдельной компоненты используются встроенные зависимости теплоемкости, коэффициентов вязкости, теплопроводности. При расчете плотности всей смеси учтено, что компоненты могут быть жидкими, более плотными, но плотность снижается при нагреве, в том числе из-за фазового перехода жидкостей в газы. Поверхностное натяжение, столкновение капель игнорируются. Однако можно отметить значительные тепловые потоки в капли от излучения, что приводит к их быстрому испарению. Таким образом, возможно пренебречь межкапельными эффектами в соответствии с процессами 1 и 2.

Модель горения в камере сгорания учитывает тот факт, что струи «жидких» компонент не могут загореться до испарения и смешения, поскольку в них смеси плотные, ультрабедные или ультрабогатые.

Начальные условия и розжиг. Камера сгорания предварительно полностью заполняется компонентами керосина и кислорода без рассмотрения горения за счет проведения серии итераций до получения стационарного решения: жидкие кислород и керосин в своих камерах подачи до форсунок. Далее вручную изменяется решение для области за форсуночной головкой до выхода из камеры сгорания: компоненты заменяются на сухой углекислый газ, температура определяется равной 300 К. С этого момента модель готова к получению итогового решения с пламенем в камере сгорания. На серию итераций задается зона розжига толщиной 1 см, расположенная сразу за форсуночной головкой у двух внутренних рядов форсунок, в виде источника тепловой мощности. При этом мощность подобрана так, чтобы температура в этой зоне превысила 1500 К. После достижения такой температуры в расчетной области наблюдалось надежное распространение пламени вдоль форсуночной головки и в направлении выхода.

Для исследования использован решатель со следующими настройками: density-based (неявный решатель уравнений газодинамики через вычисление плотности среды) для RANS SST, Stiff solver (жесткий решатель) для реакций горения, элементы сетки имеют второй порядок для всех уравнений. Задается 416 тыс. элементов-сот на 1/6 сектора камеры сгорания от полной геометрии. Число элементов подобрано так, что массовые расходы на входе и выходе равны, а дальнейшее уменьшение элементов сетки не изменяет заметным образом решение в том числе в зоне горения.

Оптимизация форсуночной головки. Оптимизация выполнялась поэтапно. На первом этапе численным методом рассчитывались дроссельные характеристики форсунок при заданных расходах и перепадах давления. На основе этих характеристик, с использованием полуэмпирических зависимостей [1, 2], выполнялся предварительный расчет процессов 1–3, а также приводилась оценка требуемой приведенной длины

камеры сгорания для базового набора геометрических параметров. В качестве исходной конфигурации рассматривалась форсуночная головка с тремя кольцевыми рядами парных форсунок, наклоненных под углом 15° к оси, центральным блоком форсунок, формирующих запальную зону, и периферийным кольцом форсунок горючего, обеспечивающих завесное охлаждение стенок камеры сгорания.

На втором этапе формировалась задача параметрической оптимизации методом роя частиц. Вектор оптимизируемых параметров включал углы наклона, диаметры и координаты расположения форсунок окислителя и горючего. В качестве целевой функции использовалась требуемая приведенная длина камеры сгорания, определяемая по полуэмпирической методике [1, 2] из условия достижения заданной степени преобразования топливного потока. Минимизация проводилась при выполнении следующих ограничений: сохранение заданных суммарных расходов компонентов и коэффициента избытка окислителя, ограничение перепадов давления на форсунках, обеспечение минимального расстояния от форсуночной головки до начала зоны горения (отделение фронта пламени от днища), а также геометрических и технологических ограничений по шагу и количеству форсунок и доле расхода горючего, направляемого на завесное охлаждение стенок.

После завершения оптимизационного расчета (третий этап) выбиралась лучшая конфигурация, для которой выполнялись детальные численные расчеты течения и горения в камере сгорания по методике, описанной выше. По результатам этих проверочных расчетов уточнялись распределения температур и тепловых потоков, а также степень выгорания компонентов. Полученные данные использовались для корректировки геометрии форсуночной головки и, при необходимости, для повторного запуска оптимизационной процедуры. В результате нескольких итерационных циклов была получена конфигурация форсуночной головки, обеспечивающая требуемые характеристики смешения при допустимых тепловых нагрузках и минимально возможной приведенной длине камеры.

Проектирование форсуночной головки

Проведен процесс создания геометрии итоговой форсуночной головки (рис. 1, б). Для этого выполнен расчет упрощенной геометрии одиночной форсунки без горения. Диапазон рассматриваемых параметров подобран с учетом эмпирических формул из [1, 2]. Угол конуса — 11°. Граничные условия: вход в форсунку — массовый поток (3–70 г/с), выход — статическое давление в камере сгорания 80 бар. Плотности керосина и кислорода: 780 и 1150 кг/м³. Варьируется диаметр форсунок от 0,8 до 2 мм.

Анализ распределения скорости, давления, турбулентности и направления потока позволяет оценить эффективность распыления и служит основой для оптимизации конструкции форсунок в инженерных приложениях. На рис. 2 приведен пример результатов расчета. Дроссельные характеристики форсунок получены методом псевдогаза.

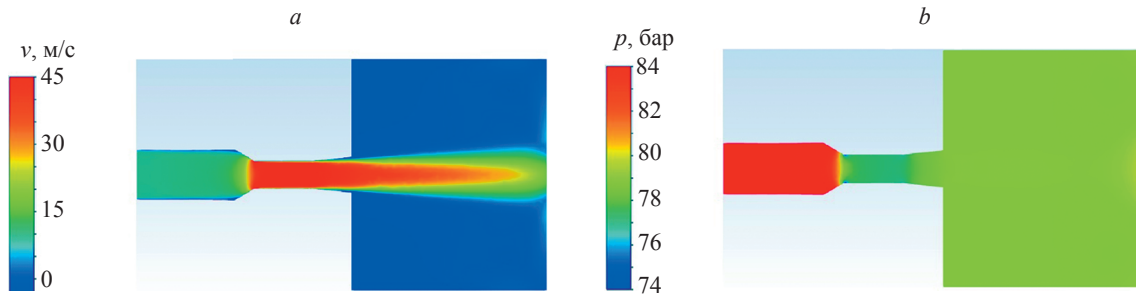


Рис. 2. Распределения на плоскости сечения вдоль оси: скорости (а); давления (b)
 Fig. 2. Distributions on the section plane along the axis: speed (a); pressure (b)

Получен перепад статического давления 4 бар, скорость истечения достигает 44 м/с. Через 5 мм от форсунки скорость снижается до 30 м/с. Угол раскрытия конуса струи близок к 11° конуса фаски.

С учетом полученных результатов и [1, 2] построена «нулевая» версия всей форсуночной головки. Форсунки распределены по трем кольцам равномерно по площади форсуночной головки и имеют одинаковые размеры. Результаты расчетов приведены в табл. 1.

Удлинение форсунок для всех случаев $l_c/d_c = 2,5$, где l_c и d_c — длина и диаметр форсунки (при коэффициенте расхода $\mu_{\phi} = 0,8$), фаски $e = 0,0015$, угол распыла $2\alpha_{\phi}$ принят равным 10°. Количество форсунок зафиксировано. Приведенные результаты послужили исходными данными для начала процесса оптимизации с результатами (табл. 2, рис. 3) первой версии форсуночной головки.

В ходе оптимизации выделились несколько структурных групп форсунок, обозначенных на рис. 3, b.

Длина камеры сгорания взята равной 120 мм, исходя из рекомендаций [1, 2]. При этом проведены одномерные оценки скорости дробления капель, их последующего испарения, сгорания с учетом скорости истечения из форсунок. Ожидается при такой длине полнота сгорания на уровне 98 %.

Результаты численного расчета. После получения дроссельных характеристик форсунок выполнен полный численный расчет горения в камере сгорания с геометрией форсуночной головки, полученной в ходе

оптимизации (рис. 3). В первой половине камеры происходит распыление и поджиг топливных компонент, после второй половины температура среды имеет значение не меньше 1600 К, что больше температур кипения рассматриваемых жидких фаз и температуры самовоспламенения керосина (рис. 4, a). Скорость течения к выходу из диффузора достигает 180 м/с (рис. 4, b). Взаимное влияние форсунок друг на друга приводит к тому, что в центре ухудшена подача компонент. В связи с этим создана вторая версия форсуночной головки с расширенными форсуночными отверстиями в центре.

Для новой форсуночной головки также были проведены расчеты. На рис. 5 показано распределение статической температуры в камере сгорания вдоль продольного сечения. Полученные оптимизированные результаты подобны рассчитанным ранее, однако в ряде моментов есть заметные улучшения.

Расчетные характеристики оптимизированных форсунок даны в табл. 3. Исчезли следы колебаний (волнистые распределения температуры), вредные для работы двигателя, что означает более благоприятные условия для горения. Керосин сгорает полностью, кроме завесы охлаждения, хотя бы до угарного газа и воды или разлагается на водород и сажу уже к первой половине длины камеры сгорания. Далее по течению массовая доля керосина пренебрежимо мала. Небольшая часть керосина как завеса движется вдоль стенки тонким слоем и горит хуже, чем в центре камеры, защищая стенки двигателя от температуры. Полнота сгорания

Таблица 1. Начальные данные для оптимизации
 Table 1. Initial data for optimization

| Параметр, единица измерения | Значение | |
|--|-----------------------|-----------------------|
| | окислитель | горючее |
| Перепад давления на форсунке, МПа | 0,4 | 0,4 |
| Коэффициент расхода | 0,8 | 0,8 |
| Действительная скорость истечения, м/с | 21,2 | 25,6 |
| Число форсунок, шт. | 87 | 32 |
| Площадь поперечного сечения форсунки, м ² | $2,07 \times 10^{-6}$ | $2,50 \times 10^{-6}$ |
| Диаметр поперечного сечения форсунки, м | 0,0016 | 0,0018 |
| Расход компонента через форсунку, кг/с | 0,05 | 0,05 |
| Угол наклона результирующей струи, град | 0 | |
| Углы наклона струй компонентов, град | 16,50 | 13,55 |

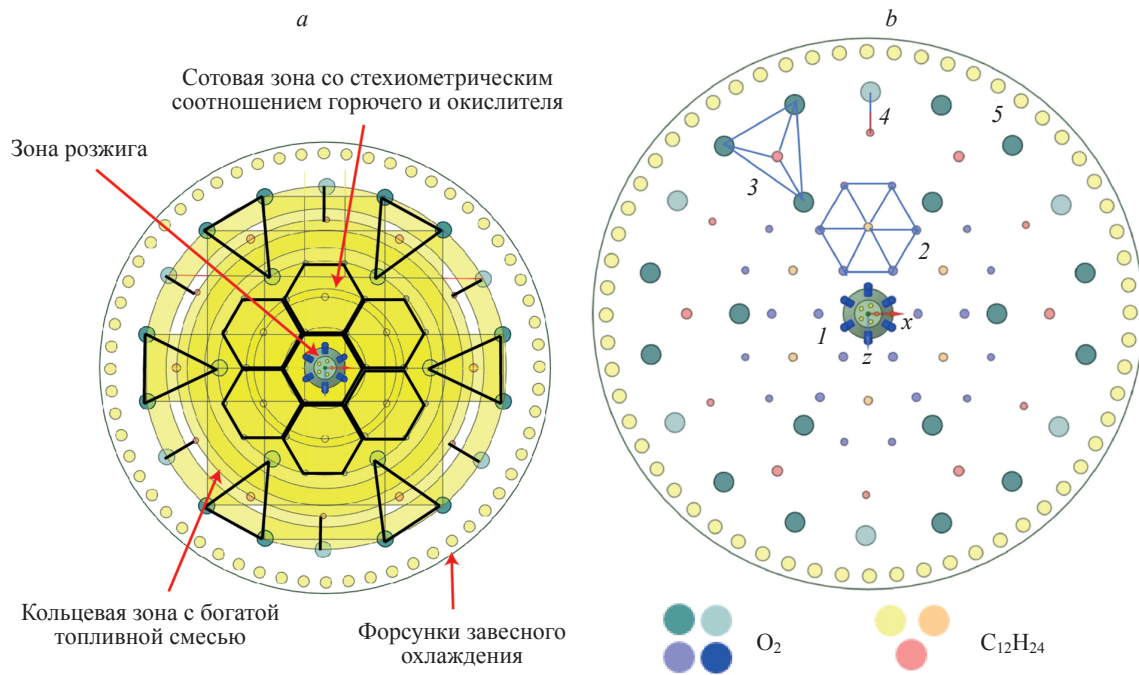


Рис. 3. Результат оптимизации схемы размещения форсунок: 1 — центральные (зона розжига и прогрева); 2 — сотовые; 3 — гексагональные; 4 — парные; 5 — завесные

Fig. 3. Result of optimization of the injector placement scheme: 1 is central (ignition and heating zone); 2 — honeycomb; 3 — hexagonal; 4 — paired; 5 — curtain

Таблица 2. Параметры форсунок после оптимизации

Table 2. Injector parameters after optimization

| Величина | Компонент | Центральные | Сотовые | Гексагональные | Парные | Завесные |
|------------------------------|------------|-------------|---------|----------------|--------|----------|
| G , кг/с | окислитель | 0,030 | 0,067 | 0,072 | 0,075 | — |
| | горючее | 0,010 | 0,063 | 0,050 | 0,050 | 0,019 |
| $n_{\text{ф}}$, шт. | окислитель | 6 | 36 | 18 | 6 | — |
| | горючее | 6 | 6 | 6 | 6 | 30 |
| d_c , м | окислитель | 0,0012 | 0,0019 | 0,0019 | 0,0020 | — |
| | горючее | 0,0008 | 0,0020 | 0,0018 | 0,0018 | 0,0011 |
| l_c , м | окислитель | 0,0031 | 0,0047 | 0,0048 | 0,0049 | — |
| | горючее | 0,0020 | 0,0050 | 0,0044 | 0,0044 | 0,0027 |
| $2\alpha_{\text{ф}}$, град. | — | 10 | | | | |
| α_o , град. | — | 8 | 16 | 12 | 14 | — |
| α_r , град. | — | 20 | 14 | 14,5 | 17,5 | 0 |

Примечание: «—» — данные отсутствуют. G — массовый расход; $n_{\text{ф}}$ — количество форсунок; α_o и α_r — углы наклона форсунки окислителя и горючего.

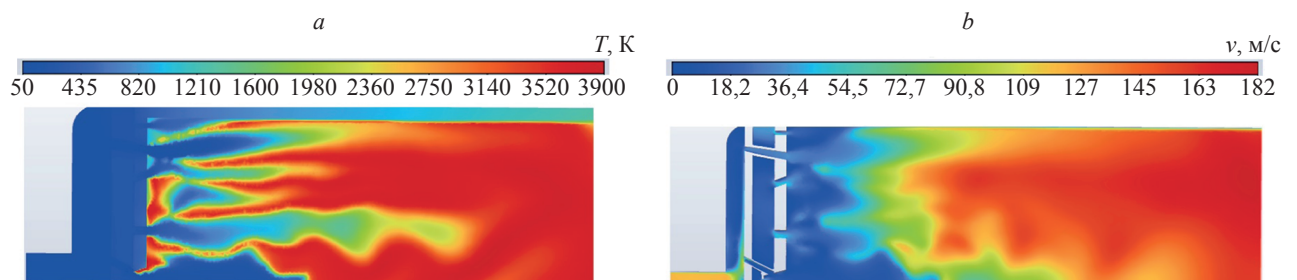


Рис. 4. Поля температуры (a) и скорости (b) в продольном сечении

Fig. 4. Temperature (a) and velocity (b) fields in a longitudinal section

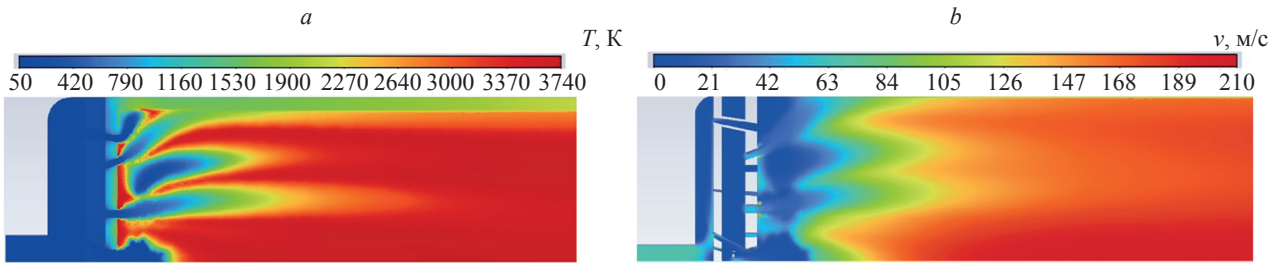


Рис. 5. Линии уровня статической температуры (a) и скорости (b) в продольном сечении
 Fig. 5. Lines of static temperature (a) and velocity (b) in longitudinal section

Таблица 3. Результаты оптимизации форсуночной головки
 Table 3. Results of injector head optimization

| Тип | Количество | Расход на 1 шт., г/с | Диаметр, мм | Скорость, м/с |
|----------------|------------|----------------------|-------------|---------------|
| Керосин | | | | |
| Центральные | 1 | 60 | 1,9 | 32,2 |
| Сотовые | 6 | 63 | 2,0 | 32,2 |
| Гексагональные | 6 | 50 | 1,8 | 32,2 |
| Парные | 6 | 50 | 1,8 | 32,2 |
| Завесные | 30 | 10 | 0,8 | 32,2 |
| Кислород | | | | |
| Центральные | 6 | 30 | 1,3 | 26,5 |
| Сотовые | 36 | 67 | 1,9 | 26,5 |
| Гексагональные | 18 | 72 | 1,9 | 26,5 |
| Парные | 6 | 75 | 2,0 | 26,5 |

керосина и образующихся из него водорода и угарного газа существенно возросла.

Распределение температуры на внутренних стенках камеры сгорания представлено на рис. 6. В данной модели камера сгорания пока не имеет внешнего охлаждения, и в таком случае ее температура не превышает

1530 К. Температура на стенке форсуночной головки не превышает 500 К, что удовлетворяет постановке задачи — не допустить ее прогара.

Результаты численного расчета второго варианта форсуночной головки. Видно, что результаты первого этапа оптимизации близки к теоретическим

Таблица 4. Параметры потока на выходе оптимизированной камеры сгорания
 Table 4. Flow parameters at the outlet of the optimized combustion chamber

| Величина | Значение | Теоретические оценки, пакет «NASA CEA» |
|--|----------|--|
| Скорость, м/с | 180,00 | — |
| Давление полное, МПа | 8,20 | 8,00 |
| Расход топлива полный, кг/с | 5,95 | 5,95 |
| Коэффициент избытка окислителя, α | 0,82 | 0,80 |
| Температура полная, К | 3300,00 | 3700,00 |
| Температура стенки, К | 1530,00 | 2000,00 |
| Состав продуктов сгорания, % | | |
| керосин | 4,20 | — |
| пары воды | 19,00 | 24,00 |
| углекислый газ | 25,50 | 30,00 |
| угарный газ | 34,80 | 34,00 |
| углерод | 0,10 | — |
| водород | 1,30 | 0,50 |
| кислород | 7,00 | 4,00 |

Примечание: «—» — теоретические оценки не вычислялись.

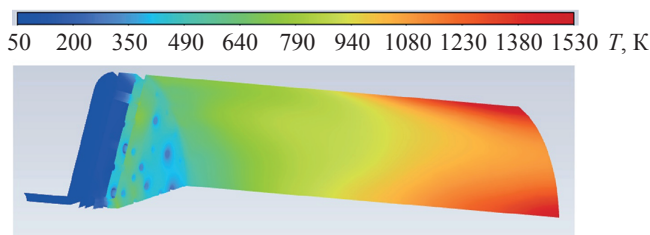


Рис. 6. Линии уровня температуры внутренних стенок
 Fig. 6. Temperature level lines of the internal walls

(табл. 4), которые получены с применением пакета «NASA CEA»¹ для вычисления состава продуктов сгорания в жидкостных ракетных двигателях, но есть некоторые недостатки. В центре через форсунки малого диаметра керосин проходит с сильным замедлением и смесь нестехиометрическая. Целесообразно дальние ряды форсунок для кислорода сделать менее скоростными, уменьшить затраты керосина на пристеночную завесу, заменить 6 центральных форсунок для керосина на одну более крупную.

Заключение

¹ Chemical Equilibrium with Applications // NASA: официальный сайт. Glenn Research Center [Электронный ресурс]. URL: <https://www.nasa.gov/glenn/research/chemical-equilibrium-with-applications/> (дата обращения: 28.11.2025).

Литература

1. Мелькумов Т.М., Мелик-Пашаев Н.И., Чистяков П.Г., Шнуков А.Г. Ракетные двигатели. Машиностроение, 1976. 400 с.
2. Добровольский М. Жидкостные ракетные двигатели: основы проектирования. М.: Издательство МГТУ, 2016. 460 с.
3. Radhakrishnan K., Ha D.H., Lee H.J. Effect of multicoaxial injectors on nitrogen film cooling in a GCH₄/GO₂ thrust chamber for small-scale methane rocket engines: a CFD study // *Aerospace*. 2024. V. 11. N 9. P. 744. doi: 10.3390/aerospace11090744
4. Zhuravlev V.Y., Manokhina E.S., Tolstopiatov M.I. Design and testing of injectors manufactured using additive technologies for a low-thrust liquid rocket engine // *Siberian Aerospace Journal*. 2025. V. 26. N 1. P. 83–93. doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-1-83-93
5. Liu J., Zhang S., Wei J., Haidn O.J. Numerical study of film cooling in single-element injector gaseous CH₄/O₂ rocket engine with coupled wall function // *AIP Advances*. 2024. V. 14. N 3. P. 035330. doi: 10.1063/5.0178273
6. Yasuda K., Nakata D., Uchiyumi M., Okada K., Imai R. Fundamental study on injector flow characteristics of self-pressurizing fluid for small rocket engines // *Journal of Fluids Engineering*. 2021. V. 143. N 2. P. 021307. doi: 10.1115/1.4048688
7. Xie Y., Zhang J., Sun M., Wu J., Li P., An B., et al. Review on spray characteristics of liquid–liquid injectors in liquid rocket engines // *Physics of Fluids*. 2024. V. 36. N 9. P. 091302. doi: 10.1063/5.0223894
8. Adams N.A., Schröder W., Radespiel R., Haidn O.J., Sattelmayer T., Stemmer C., Weigand B. Future Space-Transport-System Components under High Thermal and Mechanical Loads. Results from the DFG Collaborative Research Center TRR40 // *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*. 2021. V. 146. 419 p. doi: 10.1007/978-3-030-53847-7
9. Boccaletto L., Dussauge J.-P. High-performance rocket nozzle concept // *Journal of Propulsion and Power*. 2010. V. 26. N 5. P. 969–979. doi: 10.2514/1.48904

References

1. Melkumov T.M., Melik-Pashayev N.I., Chistyakov P.G., Shiukov A.G. *Rocket Engines*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1976. 400 p. (in Russian)
2. Dobrovolsky M. *Liquid Rocket Engines: Fundamentals of Design*. Moscow, Bauman Moscow State Technical University Publ, 2016. 460 p. (in Russian)
3. Radhakrishnan K., Ha D.H., Lee H.J. Effect of multicoaxial injectors on nitrogen film cooling in a GCH₄/GO₂ thrust chamber for small-scale methane rocket engines: a CFD study. *Aerospace*, 2024, vol. 11, no. 9, pp. 744. doi: 10.3390/aerospace11090744
4. Zhuravlev V.Y., Manokhina E.S., Tolstopiatov M.I. Design and testing of injectors manufactured using additive technologies for a low-thrust liquid rocket engine. *Siberian Aerospace Journal*, 2025, vol. 26, no. 1, pp. 83–93. doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-1-83-93
5. Liu J., Zhang S., Wei J., Haidn O.J. Numerical study of film cooling in single-element injector gaseous CH₄/O₂ rocket engine with coupled wall function. *AIP Advances*, 2024, vol. 14, no. 3, pp. 035330. doi: 10.1063/5.0178273
6. Yasuda K., Nakata D., Uchiyumi M., Okada K., Imai R. Fundamental study on injector flow characteristics of self-pressurizing fluid for small rocket engines. *Journal of Fluids Engineering*, 2021, vol. 143, no. 2, pp. 021307. doi: 10.1115/1.4048688
7. Xie Y., Zhang J., Sun M., Wu J., Li P., An B., et al. Review on spray characteristics of liquid–liquid injectors in liquid rocket engines. *Physics of Fluids*, 2024, vol. 36, no. 9, pp. 091302. doi: 10.1063/5.0223894
8. Adams N.A., Schröder W., Radespiel R., Haidn O.J., Sattelmayer T., Stemmer C., Weigand B. Future space-transport-system components under high thermal and mechanical loads. results from the DFG collaborative research center TRR40. *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, 2021, vol. 146, 419 p. doi: 10.1007/978-3-030-53847-7

10. Farmer R., Cheng G., Chen Y.-S., Garcia R. CFD simulation of liquid rocket engine injectors // *Rocket Combustion Modeling*. 2001.
11. Shi J., Hui Z., Zhou L., Wang Z., Liu Y. A Numerical investigation of film cooling under the effects of different adverse pressure gradients // *Aerospace*. 2024. V. 11. N 5. P. 365. doi: 10.3390/aerospace11050365
12. Zhang X., Qiao W., Gao Q., Zhang D., Yang L., Fu Q. Experimental study on the dynamic characteristics of gas-centered swirl coaxial injector under varying ambient pressure // *Aerospace*. 2023. V. 10. N 3. P. 257. doi: 10.3390/aerospace10030257
13. Bulat P.V., Musteikis A.I., Prodan N.V., Renev M.E., Volkov K.N. Simulation of intra-chamber processes in a low-thrust rocket engine with a hydrogen-air mixture and counterflow cooling // *Acta Astronautica*. 2024. V. 225. P. 243–251. doi: 10.1016/j.actaastro.2024.09.029
14. Bösenhofer M., Wartha E.-M., Jordan C., Harasek M. The Eddy dissipation concept—analysis of different fine structure treatments for classical combustion // *Energies*. 2018. V. 11. N 7. P. 1902. doi: 10.3390/en11071902
15. Wang T.-S. Thermophysics characterization of kerosene combustion // *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2001. V. 15. N 2. P. 140–147. doi: 10.2514/2.6602
16. Ghanbari M., Ahmadi M., Lashanizadegan A. A comparison between Peng-Robinson and Soave-Redlich-Kwong cubic equations of state from modification perspective // *Cryogenics*. 2017. V. 84. P. 13–19. doi: 10.1016/j.cryogenics.2017.04.001
17. Soave G.S. Estimation of the critical constants of heavy hydrocarbons for their treatment by the Soave–Redlich–Kwong equation of state // *Fluid Phase Equilibria*. 1998. V. 143. N 1–2. P. 29–39. doi: 10.1016/s0378-3812(97)00307-5
9. Boccaletto L., Dussauge J.-P. High-performance rocket nozzle concept. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, vol. 26, no. 5, pp. 969–979. doi: 10.2514/1.48904
10. Farmer R., Cheng G., Chen Y.-S., Garcia R. *CFD simulation of liquid rocket engine injectors*. Rocket Combustion Modeling, 2001.
11. Shi J., Hui Z., Zhou L., Wang Z., Liu Y. A Numerical investigation of film cooling under the effects of different adverse pressure gradients. *Aerospace*, 2024, vol. 11, no. 5, pp. 365. doi: 10.3390/aerospace11050365
12. Zhang X., Qiao W., Gao Q., Zhang D., Yang L., Fu Q. Experimental study on the dynamic characteristics of gas-centered swirl coaxial injector under varying ambient pressure. *Aerospace*, 2023, vol. 10, no. 3, pp. 257. doi: 10.3390/aerospace10030257
13. Bulat P.V., Musteikis A.I., Prodan N.V., Renev M.E., Volkov K.N. Simulation of intra-chamber processes in a low-thrust rocket engine with a hydrogen-air mixture and counterflow cooling. *Acta Astronautica*, 2024, vol. 225, pp. 243–251. doi: 10.1016/j.actaastro.2024.09.029
14. Bösenhofer M., Wartha E.-M., Jordan C., Harasek M. The Eddy dissipation concept—analysis of different fine structure treatments for classical combustion. *Energies*, 2018, vol. 11, no. 7, pp. 1902. doi: 10.3390/en11071902
15. Wang T.-S. Thermophysics characterization of kerosene combustion. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2001, vol. 15, no. 2, pp. 140–147. doi: 10.2514/2.6602
16. Ghanbari M., Ahmadi M., Lashanizadegan A. A comparison between Peng-Robinson and Soave-Redlich-Kwong cubic equations of state from modification perspective. *Cryogenics*, 2017, vol. 84, pp. 13–19. doi: 10.1016/j.cryogenics.2017.04.001
17. Soave G.S. Estimation of the critical constants of heavy hydrocarbons for their treatment by the Soave–Redlich–Kwong equation of state. *Fluid Phase Equilibria*, 1998, vol. 143, no. 1–2, pp. 29–39. doi: 10.1016/s0378-3812(97)00307-5

Авторы

Архипов Павел Александрович — младший научный сотрудник, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова», Санкт-Петербург, 190005, Российская Федерация, [sc 57382931000](https://orcid.org/0000-0002-9588-7104), <https://orcid.org/0000-0002-9588-7104>, arkhipov.pa@inbox.ru

Бulat Павел Викторович — доктор физико-математических наук, кандидат экономических наук, главный научный сотрудник, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова», Санкт-Петербург, 190005, Российская Федерация, [sc 55969578400](https://orcid.org/0000-0003-0099-9953), <https://orcid.org/0000-0003-0099-9953>, pavelbulat@mail.ru

Ренев Максим Евгеньевич — младший научный сотрудник, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова», Санкт-Петербург, 190005, Российская Федерация, [sc 57211271545](https://orcid.org/0000-0002-0583-0607), <https://orcid.org/0000-0002-0583-0607>, renevme@mail.ru

Статья поступила в редакцию 30.09.2025
Одобрена после рецензирования 24.04.2026
Принята к печати 21.05.2026

Authors

Pavel A. Arkhipov — Junior Researcher, Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov, Saint Petersburg, 190005, Russian Federation, [sc 57382931000](https://orcid.org/0000-0002-9588-7104), <https://orcid.org/0000-0002-9588-7104>, arkhipov.pa@inbox.ru

Pavel V. Bulat — D.Sc. (Physics & Mathematics), Ph. D. (Economics), Chief Researcher, Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov, Saint Petersburg, 190005, Russian Federation, [sc 55969578400](https://orcid.org/0000-0003-0099-9953), <https://orcid.org/0000-0003-0099-9953>, pavelbulat@mail.ru

Maksim E. Renev — Junior Researcher, Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov, Saint Petersburg, 190005, Russian Federation, [sc 57211271545](https://orcid.org/0000-0002-0583-0607), <https://orcid.org/0000-0002-0583-0607>, renevme@mail.ru

Received 30.09.2025
Approved after reviewing 24.04.2026
Accepted 21.05.2026



Работа доступна по лицензии
Creative Commons
«Attribution-NonCommercial»