

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 62-977

Исследование влияния развитой поверхности тракта охлаждения камеры на энергетические параметры кислородно-водородного ЖРД безгазогенераторной схемы

В.А. Беляков^{1,2}, Д.О. Василевский^{3,4}, Р.В. Ромашко^{1,2}

¹ Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

² АО «ГМС Процессинг Текнолоджис»

³ АО «Инженерно-Производственные решения»

⁴ Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Research of the effect of an extended-surface of the chamber cooling jacket on the performance parameters of an oxygen-hydrogen liquid-propellant rocket engine by expander cycle

V.A. Belyakov^{1,2}, D.O. Vasilevsky^{3,4}, R.V. Romashko^{1,2}

¹ Moscow Aviation Institute (National Research University)

² JSC HMS Processing Technologies

³ JSC Engineering and Production Solutions

⁴ Baltic State Technical University VOENMEH named after D.F. Ustinov

Верхние ступени ракет-носителей и разгонные блоки оснащены безгазогенераторными жидкостными ракетными двигателями, основные особенности которых заключаются в отсутствии газогенератора и приводе турбины турбонасосного агрегата подогретым в тракте охлаждения камеры сгорания горючим. Такое схемное решение двигателя повышает его надежность и обеспечивает высокий уровень удельного импульса тяги. Однако современные кислородно-водородные безгазогенераторные жидкостные ракетные двигатели не всегда удовлетворяют требованиям, предъявляемым к их удельным параметрам — давлению в камере сгорания и удельному импульсу тяги. Определение оптимальных значений этих параметров двигателя, построенного по такой схеме, зависит от оптимизации энергетической увязки, интенсификации теплообмена в тракте охлаждения и эффективного теплосъема с конструкции камеры сгорания. Предложен способ интенсификации теплообмена в тракте охлаждения за счет развитой поверхности теплообмена, созданной с помощью дополнительного оребрения огневой стенки камеры сгорания. С помощью разработанной математической модели расчета энергетических и геометрических параметров двигателя выявлены экстремумы по интенсификации теплообмена и удельного импульса тяги в зависимости от давления в камере сгорания и энергетических характеристик агрегатов турбонасосного агрегата.

EDN: IDJYXF, <https://elibrary/idxjxf>

Ключевые слова: безгазогенераторный ЖРД, математическая модель расчета, интенсификация теплообмена, удельный импульс тяги

Liquid propellant rocket engines by expander cycle are used for the upper stages of launch vehicles and upper stages. Their main feature is the absence of a gas generator, and the turbine of the turbopump unit is driven by fuel heated in the cooling jacket of the combustion chamber. This scheme design of the engine increases its reliability and ensures a high level of specific impulse of the engine. However, modern oxygen-hydrogen liquid propellant rocket engines by expander do not always respond the growing requirements of specific engine parameters, in particular, pressure in the combustion chamber and specific impulse. Determining the optimal values of these engine parameters of such a scheme depends on optimizing energy balance, intensifying heat transfer in the cooling jacket, and effective heat exchange from the construction of chamber. This article proposes a method for intensification of the heat transfer in the cooling jacket due to the developed surface of heat exchange in the cooling jacket by using additional ribs of the firing wall of the combustion chamber. According to the developed mathematical model for calculating the energy and geometric parameters of the engine, extremes in the intensification of heat transfer and the specific impulse of the engine were identified depending on the pressure in the combustion chamber and the energy characteristics of the turbopump unit.

EDN: IDJYXF, <https://elibrary/idxjxf>

Keywords: liquid-propellant rocket engine by expander cycle, mathematical model for calculating, intensification of heat transfer, specific impulse of the engine

Кислородно-водородные жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) для верхних ступеней ракет-носителей (РН) и многоразовых транспортных аппаратов [1, 2] обеспечивают эффективное выведение грузов на орбиту, быстрое возвращение пилотируемых и непилотируемых спутников и космических аппаратов на Землю. Их конструктивные и теплотехнические характеристики во многом определяют возможности космического аппарата, а также его экономичность, надежность и экологическую безопасность.

В рамках развития ракетной техники на первый план выходят совершенствование схемы работы [3–7], повышение удельного импульса тяги (УИТ), снижение массогабаритных параметров и улучшение систем теплообмена ЖРД, с целью реализации более сложных и масштабных миссий.

Наиболее энергоемкими кислородно-водородными ЖРД являются агрегаты, выполненные с дожиганием газа после турбины в камере сгорания (КС). Такое схемное решение обеспечивает высокие значения давления в КС и УИТ при заданной тяге. Однако его применение в ЖРД разгонных блоков (РБ) и верхних ступеней РН ограничено ввиду необходимости многократного включения [8] и использования, обеспечения более высоких энергетических па-

раметров без усложнения конструкции, повышения теплонапряженности и снижения надежности.

В последние десятилетия растет интерес к ЖРД, в конструкции которых отсутствует газогенератор. [9, 10]. Безгазогенераторные ЖРД обладают высоким УИТ благодаря применению криогенных компонентов топлива (водорода, кислорода и метана) вследствие высокой удельной работы газа (теплового потенциала, энтальпии и высокой удельной газовой постоянной компонентов топлива).

Также актуальной задачей является возможность реализации многоразового использования ЖРД. Эту задачу можно решить с помощью безгазогенераторного ЖРД, который имеет следующие преимущества перед ЖРД, выполненными по другим схемам: простота конструкции; высокие энергетические характеристики; большой ресурс; высокая надежность ввиду отсутствия дополнительного огневого агрегата (газогенератора); сокращение времени экспериментальной отработки, доводки и производства; высокая экономичность вследствие отсутствия потерь УИТ на внутреннее охлаждение огневой стенки КС.

Современные разработки в области кислородно-водородных безгазогенераторных ЖРД для многоразовых транспортных аппаратов

позволяют реализовать широкий диапазон рабочих режимов при выполнении различных траекторий полета и миссий. Чтобы обеспечить заданные удельные параметры безгазогенераторного ЖРД на ранних этапах проектирования, необходимо определить зависимости результатов энергетической увязки двигателя, агрегатов питания, регулирования и системы охлаждения. Эту проблему решают комплексно с помощью математических моделей, описывающих квазистатические и динамические процессы, происходящие в ракетном двигателе.

Одним из приоритетных направлений оптимизации параметров безгазогенераторного ЖРД является поиск его оптимальных удельных параметров с учетом теплового состояния КС и энергетических характеристик турбонасосного агрегата (ТНА) в зависимости от давления в КС. При этом изменяются такие энергетические и геометрические параметры ракетного двигателя, как температура и массовый секундный расход продуктов сгорания, геометрическая степень расширения сопла, геометрические характеристики тракта охлаждения (ТО), энергетические параметры агрегатов ТНА и т. д. [11, 12].

Для достижения высокого уровня давления в КС путем интенсификации теплообмена хладагента в ТО можно использовать следующие способы:

- изменение схемы охлаждения корпуса КС (выбор вводных и выводных коллекторов, наличие перепускных каналов, прямоточная и противоточная схемы);
- корректировка конструкции ТО корпуса КС;
- изменение типа и конструкции каналов и ребер ТО (оребрение, гофры, трубки, щелевые, спиральные (винтовые), компланарные);
- выбор материалов с высокой степенью жаропрочности и жаростойкости;
- увеличение внутренней и внешней поверхностей теплообмена [10, 13–15];
- использование турбулизаторов потока в каналах ТО;
- применение искусственной шероховатости;
- изменение геометрических параметров каналов (выступ-канавка, спирали, елочные и гофрированные вставки, конфузорно-диффузорные каналы и т. д.);
- применение трансспирационного пористого способа охлаждения (охлаждения теплоносителя вдоль пористой структуры с межканальной

транспирацией, с полной транспирацией в канале, или полностью пористой стенке с ТО).

В качестве хладагента кислородно-водородного безгазогенераторного ЖРД целесообразно использовать водород [16–20], который способен обеспечить максимальный теплосъем от огневой стенки корпуса КС и сопла. Поэтому одной из главных задач по достижению требуемых удельных параметров безгазогенераторного ЖРД является повышение эффективности теплосъема в ТО (за счет определения оптимальных геометрических параметров ТО). При этом конструктивные решения системы охлаждения оказывают существенное влияние на габаритные размеры, массу и эксплуатационные характеристики ЖРД [5, 9, 13, 21].

Цель исследования — разработка способа интенсификации теплообмена в ТО за счет развитой поверхности теплообмена, созданной с помощью дополнительного оребрения огневой стенки КС, для увеличения площади контакта с продуктами сгорания.

Такие поверхности способствуют интенсивному отведению теплоты и большему нагреву водорода с целью увеличения энтальпии топлива и мощности турбин окислительного и горючего ТНА (далее ТНАО и ТНАГ соответственно). Однако дополнительный прогрев хладагента в ТО приводит к повышенным гидравлическим потерям и, как следствие, к снижению адиабатной работы турбин ТНАО и ТНАГ [21–23]. В связи с этим основной задачей оптимизации безгазогенераторного ЖРД является определение оптимальных геометрических параметров ТО и дополнительного оребрения огневой стенки КС.

Пневмогидравлическая схема кислородно-водородного безгазогенераторного ЖРД. По результатам оптимизации параметров с помощью квазистатической модели безгазогенераторного ЖРД разработана оптимальная схема (рис. 1) для обеспечения УИТ $I_{уд} = 471$ с при давлении в КС $p_k = 10,5$ МПа и тяге $F = 10$ тс (98,1 кН). Расчетная частота вращения ротора ТНАГ принята равной $125\,000$ мин⁻¹.

Эта схема имеет отдельные ТНАО и ТНАГ. Высокие кавитационные свойства основных насосов ТНАО и ТНАГ обеспечиваются бустерными ТНА, установленными на линиях окислителя (БТНАО) и горючего (БТНАГ). Привод БТНАО осуществляется небольшим расходом кислорода, отбираемого от выхода

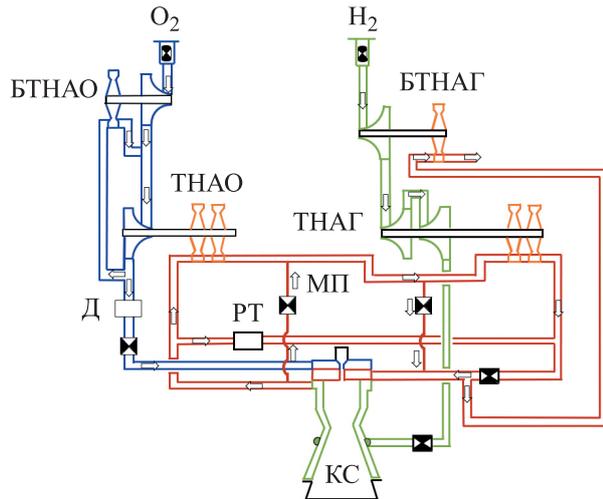


Рис. 1. Схема безгазогенераторного ЖРД с дополнительным отбором турбогаза с выхода из ТО (или в ТНАГ) на вход в ТНАГ (или на вход в смесительную головку КС):
Д — дроссель; РТ — регулятор тяги;
МП — магистраль перепуска

насоса ТНАО. Питание турбин ТНАО и ТНАГ обеспечивает подогретый ТО водород в сверхкритическом состоянии. Часть водорода перед поступлением в смесительную головку направляется на привод турбины БТНАГ. После турбины БТНАГ газ поступает на наддув бака линии горючего или выбрасывается за борт в зависимости от условия применения ЖРД в РН или РБ. Также в схеме использованы контуры ввода газа после ТО на выход из турбины ТНАГ и отбора турбогаза со входа в ТНАО на вход в смесительную головку КС. Эти контуры необходимы для регулирования мощности ТНАО и ТНАГ, давления в КС и тяги ЖРД.

Такое решение обеспечивает более высокое давление в КС ($p_k > 8$ МПа) вследствие распределения рабочего тела для привода какой-либо из турбин в зависимости от степени его прогрева в ТО.

Результаты оптимизации параметров безгазогенераторного ЖРД с учетом теплового состояния КС. В рассматриваемом ЖРД применено комбинированное охлаждение корпуса КС: проточное регенеративное и радиационное охлаждение с использованием соплового насадка из углерод-углеродного композиционного материала. В расчетах охлаждения [24] сопловый насадок не учитывался и рассматривался только участок КС с организацией регенеративного охлаждения. Газодинамический профиль (ГДП) и схема охлаждаемой части КС

приведены на рис. 2, где 1 — точка входа водорода в ТО со следующими параметрами: массовый секундный расход $\dot{m} = 2,9458$ кг/с, температура $T_{\text{охл}} = 50,8$ К и давление $p_{\text{охл}} = 25,16$ МПа; 2 — точка выхода водорода из ТО.

Для увеличения теплосъема с целью большего подогрева водорода в ТО в разработанной конструкции системы охлаждения ЖРД предусмотрено дополнительное оребрение огневой стенки КС (внутренние ребра). Такое конструктивное решение интенсифицирует теплообмен в ТО за счет увеличения площади боковой поверхности со стороны газа. Эскиз ТО с продольными дополнительными ребрами на огневой стенке КС показан на рис. 3. Основные геометрические параметры внутреннего оребрения следующие: высота ребра — 2,8 мм; толщина ребра — 1,2 мм; количество ребер 200 шт.; шаг ребра — 2,83 мм; шаг по торцу ребра — 2,91 мм.

На основании результатов оптимизации параметров безгазогенераторного ЖРД, приведенных на рис. 4 и в работах [11, 12, 25, 26], определена оптимальная конструкция ТО,

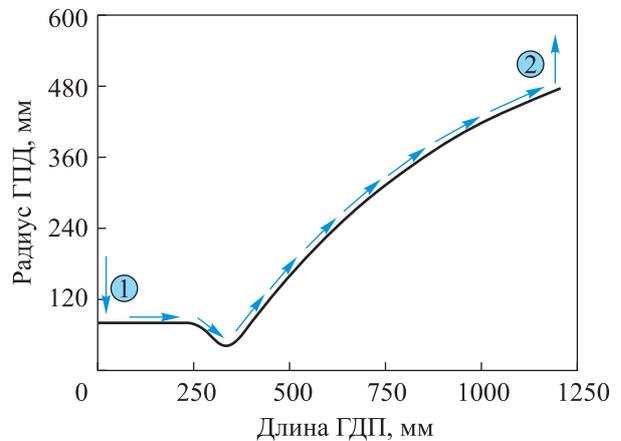


Рис. 2. Схема охлаждаемой части КС

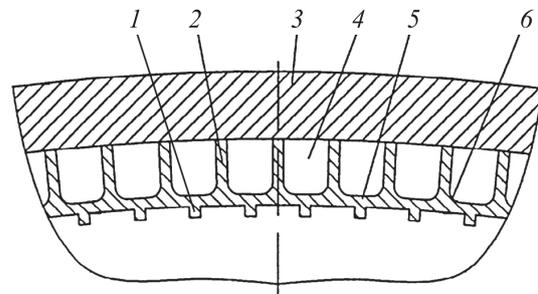


Рис. 3. Эскиз ТО с продольными дополнительными ребрами на огневой стенке КС:
1 и 2 — дополнительные и основные ребра ТО;
3 и 5 — наружная и внутренняя стенки КС;
4 и 6 — канал ТО и радиусы скругления в его углах

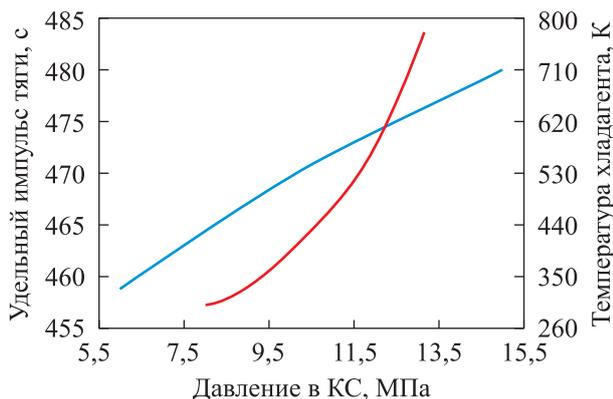


Рис. 4. Результаты оптимизации УИТ (—) и температуры хладагента (—) рассматриваемого ЖРД

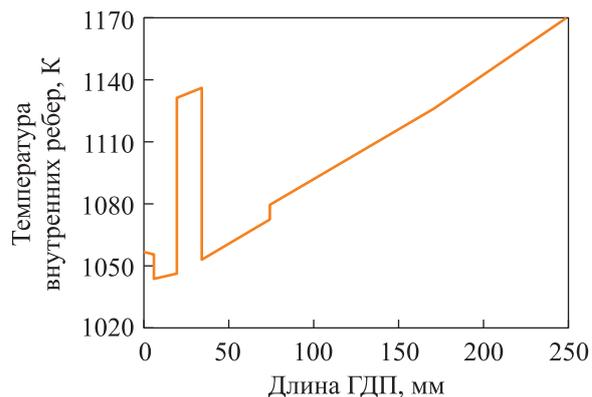


Рис. 6. Распределение температуры внутренних ребер по длине ГДП

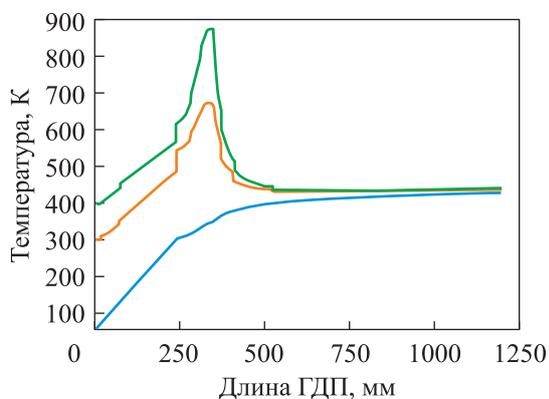


Рис. 5. Распределение температур хладагента (—), стенок со стороны газа (—) и жидкости (—) по длине ГДП

обеспечивающая требуемый перепад давления и подогрев водорода.

Результаты теплового расчета — распределение температур хладагента и стенок со стороны жидкости и газа по длине ГДП — приведены на рис. 5 и 6. Видно, что применение дополнительного оребрения огневой стенки КС увели-

чивает подогрев компонента топлива до 430 К. При этом максимальная температура стенки со стороны газа составила 876 К, со стороны жидкости — 673 К, а температура внутренних ребер — 1167 К. Предложенное конструктивное решение системы охлаждения ЖРД тягой $F = 98,1$ кН обеспечивает давление в КС $p_k = 10,5$ МПа и УИТ $I_{уд} = 471$ с без увеличения частоты вращения ротора ТНАГ и конструктивных изменений агрегатов ТНАО и ТНАГ.

Выводы

1. Путем оптимизации параметров безгазогенераторного ЖРД тягой $F = 98,1$ кН получены давление в КС $p_k = 10,5$ МПа и УИТ двигателя $I_{уд} = 471$ с.
2. Разработана конструкция системы охлаждения безгазогенераторного ЖРД с применением дополнительного оребрения огневой стенки КС.
3. Предложенная концепция по интенсификации теплообмена в ТО обеспечивает температуру подогрева охладителя до 430 К.

Литература

- [1] Нестеров В.Е., Рудаков В.Б., Макаров В.И. Анализ основных задач экспериментальной отработки многофазовой ракетно-космической системы. *Вестник МАИ*, 2013, т. 20, № 5, с. 77–85.
- [2] Боровик И.Н. *Разработка технического облика двигательной установки межорбитального транспортного аппарата многократного использования*. Дисс. ... канд. тех. наук. Москва, МАИ, 2011. 165 с.
- [3] Добровольский М.В. *Жидкостные ракетные двигатели*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 461 с.
- [4] Калмыков Г.П., Лебединский Е.В., Тарарышкин В.И. и др. Безгенераторный ЖРД тягой 200 т.с. на углеводородном горючем. *Space Launcher Liquid Propulsion. 4th Int. Conf. on Launcher Technology*, 2002. URL: http://www.lpre.de/resources/articles/expander_200.pdf (дата обращения: 10.06.2025).

- [5] Коротеев А.С., ред. *Компьютерные модели жидкостных ракетных двигателей*. Москва, Машиностроение, 2009. 376 с.
- [6] Беляков В.А., Василевский Д.О. Перспективные схемные решения безгазогенераторных двигателей. *Вестник ПНИПУ Аэрокосмическая техника*, 2019, № 58, с. 69–86, doi: <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2019.58.06>
- [7] Беляков В.А., Василевский Д.О., Ермашкевич А.А. и др. Развитие концепции многократного жидкостного ракетного двигателя на трехкомпонентном топливе. *Сибирский аэрокосмический журнал*, 2021, т. 22, № 1, с. 121–136, doi: <https://doi.org/10.31772/2712-8970-2021-22-1-121-136>
- [8] Шляхов В.И. *Пневмогидросистемы криогенных двигательных установок межорбитальных буксиров*. Москва, Изд-во МАИ, 1991. 61 с.
- [9] Калмыков Г.Р., Лебединский Е.В., Тарарышкин В.И. *Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование*. Москва, Машиностроение, 2008. 511 с.
- [10] Гахун Г.Г. *Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1989. 424 с.
- [11] Беляков В.А. Выбор энергетических параметров кислородно-водородного безгазогенераторного жидкостного ракетного двигателя. *Сибирский аэрокосмический журнал*, 2022, т. 23, № 3, с. 424–436, doi: <https://doi.org/10.31772/2712-8970-2022-23-3-424-436>
- [12] Василевский Д.О. Повышение удельного импульса кислород-водородного жидкостного ракетного двигателя за счет увеличения теплоотдачи в камере сгорания. *Сибирский аэрокосмический журнал*, 2022, т. 23, № 4, с. 671–687, doi: <https://doi.org/10.31772/2712-8970-2022-23-4-671-687>
- [13] Бережинский Р.А., Соколов С.А., Гудкова С.Р. и др. *Моделирование рабочих процессов и конструкция элементов камеры ЖРД*. Воронеж, ВГТУ, 2001. 169 с.
- [14] Гахун Г.Г., ред. *Атлас конструкций ЖРД*. Ч. 1. Москва, МАИ, 1969. 224 с.
- [15] Naraghi M.H., Dunn S., Coats D. Dual regenerative cooling circuits for liquid rocket engines. *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. & Exhibit*, 2006, paper AIAA 2006-4367, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2006-4367>
- [16] Загашвили Ю.В., Левихин А.А., Кузьмин А.М. Технология получения водорода с использованием малогабаритных транспортабельных установок на основе высокотемпературных газогенераторов синтез-газа. *Вопросы материаловедения*, 2017, № 2, с. 92–109.
- [17] Загашвили Ю.В., Левихин А.А., Кузьмин А.М. Основы проектирования трехкомпонентных газогенераторов синтез-газа. *Нефтегазохимия*, 2017, № 4, с. 9–16.
- [18] Загашвили Ю.В., Левихин А.А., Кузьмин А.М. Опытные установки на основе высокотемпературных реакторов для решения задач газохимии, нефтехимии и экологии. В: *Проблемы геологии, разработки и эксплуатации месторождений и транспорта трудно извлекаемых запасов углеводородов*. Ухта, УГТУ, 2018, с. 229–234.
- [19] Полякова Т.В. *Состояние и перспективы водородной энергетики в России и мире*. URL: https://mgimo.ru/files/120132/polyakova_vodorod.pdf (дата обращения: 10.04.2025).
- [20] Пиунов В.Ю., Назаров В.П., Коломенцев А.И. Совершенствование энергетических характеристик кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателей разгонных блоков методов оптимизации конструктивных схем. *Вестник МАИ*, 2017, т. 24, № 3, с. 23–33.
- [21] Овсянников Б.В., Боровский Б.И. *Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1986. 376 с.
- [22] Беляков В.А., Василевский Д.О., Ермашкевич А.А. и др. Проектирование системы охлаждения многократного жидкостного ракетного двигателя на трехкомпонентном топливе. *Сибирский аэрокосмический журнал*, 2021, т. 22, № 2, с. 316–327, doi: <https://doi.org/10.31772/2712-8970-2021-22-2-316-327>
- [23] Хорлокк Дж.Х. *Осевые турбины*. Москва, Машиностроение, 1972. 212 с.
- [24] Иевлев В.М. *Турбулентное движение высокотемпературных сплошных сред*. Москва, Наука, 1975. 256 с.

- [25] Беляков В.А. *Повышение энергетических характеристик безгазогенераторных кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателей*. Дисс. ... канд. тех. наук. Москва, МАИ, 2022. 142 с.
- [26] Василевский Д.О. *Способы увеличения удельного импульса тяги за счет интенсификации теплообмена в системе охлаждения камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя*. Дисс. ... канд. тех. наук. Москва, МАИ, 2022. 150 с.

References

- [1] Nesterov V.E., Rudakov V.B., Makarov V.I. Development test objectives analysis of reusable space rocket system. *Vestnik MAI [Aerospace MAI Journal]*, 2013, vol. 20, no. 5, pp. 77–85. (In Russ.).
- [2] Borovik I.N. *Razrabotka tekhnicheskogo oblika dvigatelnoy ustanovki mezhorbitalnogo transportnogo apparata mnogokratnogo ispolzovaniya*. Diss. kand. tekhn. nauk [Development of the technical design of the propulsion system of a reusable interorbital transport vehicle. Kand. tech. sci. diss.]. Moscow, MAI Publ., 2011. 165 p. (In Russ.).
- [3] Dobrovolskiy M.V. *Zhidkostnyye raketnye dvigateli [Liquid rocket engines]*. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2016. 461 p. (In Russ.).
- [4] Kalmykov G.P., Lebedinskiy E.V., Tararyshkin V.I. et al. Generatorless liquid rocket engine with a 200 tf thrust on hydrocarbon fuel. *Space Launcher Liquid Propulsion. 4th Int. Conf. on Launcher Technology*, 2002. URL: http://www.lpre.de/resources/articles/expander_200.pdf (accessed: 10.06.2025). (In Russ.).
- [5] Koroteev A.S., ed. *Kompyuternye modeli zhidkostnykh raketnykh dvigateley [Computer models of liquid rocket engines]*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2009. 376 p. (In Russ.).
- [6] Belyakov V.A., Vasilevskiy D.O. Perspective circuit solutions of liquid rocket engine by expanded cycle. *Vestnik PNIPU Aerokosmicheskaya tekhnika [PNRPU Aerospace Engineering Bulletin]*, 2019, no. 58, pp. 69–86, doi: <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2019.58.06> (in Russ.).
- [7] Belyakov V.A., Vasilevskiy D.O., Ermashkevich A.A. et al. Development of the concept of a reusable liquid rocket engine with three-component fuel. *Sibirskiy aerokosmicheskii zhurnal [Siberian Aerospace Journal]*, 2021, vol. 22, no. 1, pp. 121–136, doi: <https://doi.org/10.31772/2712-8970-2021-22-1-121-136> (in Russ.).
- [8] Shlyakhov V.I. *Pnevmogidrosistemy kriogennykh dvigatelnykh ustanovok mezhorbitalnykh buksirov [Pneumatic-hydraulic systems of cryogenic propulsion systems of interorbital tugs]*. Moscow, Izd-vo MAI Publ., 1991. 61 p. (In Russ.).
- [9] Kalmykov G.R., Lebedinskiy E.V., Tararyshkin V.I. *Rabochie protsessy v zhidkostnom raketnom dvigatele i ikh modelirovanie [Operating processes in a liquid rocket engine and their modeling]*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2008. 511 p. (In Russ.).
- [10] Gakhun G.G. *Konstruktsiya i projektirovanie zhidkostnykh raketnykh dvigateley [Design and engineering of liquid rocket engines]*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989. 424 p. (In Russ.).
- [11] Belyakov V.A. The choice of the energy parameters of an oxygen-hydrogen propellant expander cycle rocket engine. *Sibirskiy aerokosmicheskii zhurnal [Siberian Aerospace Journal]*, 2022, vol. 23, no. 3, pp. 424–436, doi: <https://doi.org/10.31772/2712-8970-2022-23-3-424-436> (in Russ.).
- [12] Vasilevskiy D.O. Increasing the specific impulse of an oxygen-hydrogen liquid rocket engine by increasing heat transfer in the combustion chamber. *Sibirskiy aerokosmicheskii zhurnal [Siberian Aerospace Journal]*, 2022, vol. 23, no. 4, pp. 671–687, doi: <https://doi.org/10.31772/2712-8970-2022-23-4-671-687> (in Russ.).
- [13] Berezinskiy R.A., Sokolov S.A., Gudkova S.R. et al. *Modelirovanie rabochikh protsessov i konstruktsiya elementov kamery ZhRD [Modeling of working processes and design of liquid propellant rocket engine chamber elements]*. Voronezh, VGTU Publ., 2001. 169 p. (In Russ.).
- [14] Gakhun G.G., ed. *Atlas konstruktsiy ZhRD*. Ch. 1 [Atlas of liquid propellant rocket engine designs. Part 1]. Moscow, MAI, 1969. 224 p. (In Russ.).

- [15] Naraghi M.H., Dunn S., Coats D. Dual regenerative cooling circuits for liquid rocket engines. *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. & Exhibit*, 2006, paper AIAA 2006-4367, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2006-4367>
- [16] Zagashvili Yu.V., Levikhin A.A., Kuzmin A.M. Production of hydrogen by using small-scale transportable plants based on high-temperature syngas generators. *Voprosy materialovedeniya* [Inorganic Materials: Applied Research], 2017, no. 2, pp. 92–109. (In Russ.).
- [17] Zagashvili Yu.V., Levikhin A.A., Kuzmin A.M. Foundations of design of three-component gas generator of synthesis gas. *Neftegazokhimiya* [Oil and Gas Chemistry], 2017, no. 4, pp. 9–16. (In Russ.).
- [18] Zagashvili Yu.V., Levikhin A.A., Kuzmin A.M. [Pilot plants based on high-temperature reactors for solving problems in gas chemistry, petrochemistry, and ecology]. V: *Problemy geologii, razrabotki i ekspluatatsii mestorozhdeniy i transporta trudno izvlekaemykh zapasov uglevodorodov* [In: Problems of geology, development and operation of deposits, and transportation of hard-to-recover hydrocarbon reserves]. Ukhta, UGTU Publ., 2018, pp. 229–234. (In Russ.).
- [19] Polyakova T.V. *Sostoyanie i perspektivy vodorodnoy energetiki v Rossii i mire* [State and prospects of hydrogen energy in Russia and the world]. URL: https://mgimo.ru/files/120132/polyakova_vodorod.pdf (accessed: 10.04.2025). (In Russ.).
- [20] Piunov V.Yu., Nazarov V.P., Kolomentsev A.I. The upper stage oxygen-hydrogen rocket engine energy characteristics improvement by structural scheme optimization method. *Vestnik MAI* [Aerospace MAI Journal], 2017, vol. 24, no. 3, pp. 23–33. (In Russ.).
- [21] Ovsyannikov B.V., Borovskiy B.I. *Teoriya i raschet agregatov pitaniya zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Theory and calculation of power units for liquid rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986. 376 p. (In Russ.).
- [22] Belyakov V.A., Vasilevskiy D.O., Ermashkevich A.A. et al. Design of the cooling system of a reusable liquid rocket engine with three-component fuel. *Sibirskiy aerokosmicheskiy zhurnal* [Siberian Aerospace Journal], 2021, vol. 22, no. 2, pp. 316–327, doi: <https://doi.org/10.31772/2712-8970-2021-22-2-316-327> (in Russ.).
- [23] Horlock J.H. *Axial flow turbines*. Butterworths, 1966. 275 p. (Russ. ed.: *Osevye turbiny*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1972. 212 p.)
- [24] Ievlev V.M. *Turbulentnoe dvizhenie vysokotemperaturnykh sploshnykh sred* [Turbulent motion of high-temperature continuous media]. Moscow, Nauka Publ., 1975. 256 p. (In Russ.).
- [25] Belyakov V.A. *Povyshenie energeticheskikh kharakteristik bezgazogeneratornykh kislorodno-vodorodnykh zhidkostnykh raketnykh dvigateley*. Diss. kand. tekhn. nauk [Improving the energy characteristics of gas-generatorless oxygen-hydrogen liquid-propellant rocket engines. Kand. tech. sci. diss.]. Moscow, MAI Publ., 2022. 142 p. (In Russ.).
- [26] Vasilevskiy D.O. *Sposoby uvelicheniya udelnogo impulsa tyagi za schet intensivatsii teplotobmena v sisteme okhlazhdeniya kamery sgoraniya zhidkostnogo raketnogo dvigatelya*. Diss. kand. tekhn. nauk [Methods for increasing specific impulse by intensifying heat transfer in the cooling system of a liquid-propellant rocket engine's combustion chamber. Kand. tech. sci. diss.]. Moscow, MAI Publ., 2022. 150 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 12.12.2025

Информация об авторах

БЕЛЯКОВ Владислав Альбертович — кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры 202 «Ракетные двигатели». Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (125993, Москва, Российская Федерация, Волоколамское шоссе, д. 4); ведущий инженер-конструктор. АО «ГМС Процессинг Текнолоджис» (235047, Москва, Российская Федерация, ул. Чаянова, д. 7, e-mail: titflavii@rambler.ru).

ВАСИЛЕВСКИЙ Дмитрий Олегович — кандидат технических наук, доцент кафедры А8 «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов». Балтийский государственный технический университет «Военмех» имени Д.Ф. Устинова (192029, Санкт Петербург, Российская Федерация, ул. 1-я Красноармейская, д. 1); ведущий инженер-конструктор. АО «Инженерно-производственные решения» (197760, Кронштадт, Российская Федерация, ул. Макаровская, д. 2, литера Л, e-mail: zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru).

РОМАШКО Роман Витальевич — аспирант кафедры 202 «Ракетные двигатели». Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (125993, Москва, Российская Федерация, Волоколамское шоссе, д. 4); инженер-конструктор второй категории. АО «ГМС Процессинг Текнолоджис» (235047, Москва, Российская Федерация, ул. Чаянова, д. 7, e-mail: mailforgit1577@gmail.com).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Беляков В.А., Василевский Д.О., Ромашко Р.В. Исследование влияния развитой поверхности тракта охлаждения камеры на энергетические параметры кислородно-водородного ЖРД безгазогенераторной схемы. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2026, № 2, с. 88–96.

Please cite this article in English as:

Belyakov V.A., Vasilevsky D.O., Romashko R.V. Research of the effect of an extended-surface of the chamber cooling jacket on the performance parameters of an oxygen-hydrogen liquid-propellant rocket engine by expander cycle. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2026, no. 2, pp. 88–96.

Information about the authors

BELYAKOV Vladislav Albertovich — Candidate of Science (Eng.), Senior Lecturer, Department of 202 Rocket Engines. Moscow Aviation Institute (National Research University) (125993, Moscow, Russian Federation, Volokolamskoe Shosse, Bldg. 4); Leading Design Engineer. JSC HMS Processing Technologies (235047, Moscow, Russian Federation, Chayanov St., Bldg. 7, e-mail: titflavii@rambler.ru).

VASILEVSKY Dmitry Olegovich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department of A8 Engines and Power Plants of Aircraft. Baltic State Technical University VOENMEH named after D.F. Ustinov (190005, Saint-Petersburg, Russian Federation, 1st Krasnoarmeyskaya St., Bldg. 1); Leading Design Engineer. JSC Engineering and Production Solutions (197760, Kronstadt, Russian Federation, Makarovskaya St., Bldg. 2, e-mail: zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru).

ROMASHKO Roman Vitalievich — Postgraduate, Department of 202 Rocket Engines. Moscow Aviation Institute (National Research University) (125993, Moscow, Russian Federation, Volokolamskoe Shosse, Bldg. 4); Design Engineer of the 2nd Category. JSC HMS Processing Technologies (235047, Moscow, Russian Federation, Chayanov St., Bldg. 7, e-mail: mailforgit1577@gmail.com).