

УДК 629.7.036.54

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-121-136

**Для цитирования:** Развитие концепции многоразового жидкостного ракетного двигателя на трёхкомпонентном топливе / В. А. Беляков, Д. О. Василевский, А. А. Ермашкевич и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 121–136. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-121-136.

**For citation:** Belyakov V. A., Vasilevsky D. O., Ermashkevich A. A., Kolomentsev A. I., Farizanov I. R. Development of the concept of a reusable liquid rocket engine with three-component fuel // Siberian Aerospace Journal. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 121–136. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-121-136.

## Развитие концепции многоразового жидкостного ракетного двигателя на трехкомпонентном топливе

В. А. Беляков<sup>1</sup>, Д. О. Василевский<sup>1,2\*</sup>, А. А. Ермашкевич<sup>1</sup>,  
А. И. Коломенцев<sup>1</sup>, И. Р. Фаризанов<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)  
Российская Федерация, 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4

<sup>2</sup>Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности  
Российская Федерация, 141320, Московская область, г. Пересвет, ул. Бабушкина, 9

<sup>3</sup>АО «Уральский завод гражданской авиации»  
Российская Федерация, 123308, г. Москва, просп. Маршала Жукова, 1, стр. 1

\*E-mail: zudwa\_dwesti\_dwa@rambler.ru

*В статье рассматривается перспективное направление развития жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) – использование трехкомпонентных двигательных установок (ДУ). Интерес к данной тематике вызван, исходя из ряда преимуществ, которые возможно получить при использовании данной концепции ЖРД, а именно: экономия массы ракеты-носителя (РН) за счет использования более плотного углеводородного горючего на начальном участке выведения; высокие значения удельного импульса на высотных участках выведения из-за использования более эффективной пары компонентов топлива (КТ): жидкий кислород + жидкий водород; снижение стоимости выведения полезной нагрузки, благодаря использованию единой двигательной установки для обоих участков выведения.*

*Проведен аналитический обзор реализованных схем трехкомпонентных ЖРД, разработанных в России и за рубежом, выделены их основные преимущества и недостатки.*

*На основании детальной проработки ряда схемных решений ЖРД, работающих на трехкомпонентном топливе, предлагается концепция двухрежимного однокамерного трехкомпонентного двигателя, выполненного по закрытой схеме с дожиганием генераторного газа. Окислитель – жидкий кислород, горючее – керосин марки РГ-1 и жидкий водород. На первом режиме двигатель работает на трех компонентах, доля жидкого водорода в топливной смеси 4 % от общего расхода компонентов. На втором режиме двигатель работает на КТ: жидкий кислород + жидкий водород.*

*Представлены результаты теоретико-аналитического исследования по оценке оптимальных проектных параметров двигателя. Целью исследования являлось понимание качественной картины влияния различных параметров топлива на термодинамические свойства продуктов сгорания топливной смеси и эффективность двигателя. По результатам исследования определен оптимальный процентный состав компонентов топлива.*

*Разработана математическая модель для расчета статических параметров. Приведены результаты расчета энергетической увязки. Проведен сравнительный анализ массовых характеристик спроектированной двигательной установки.*

*Ключевые слова:* ЖРД на трёхкомпонентном топливе, математическая модель ЖРД, ПГС, массовые характеристики, газодинамические параметры.

## Development of the concept of a reusable liquid rocket engine with three-component fuel

V. A. Belyakov<sup>1</sup>, D. O. Vasilevsky<sup>1,2\*</sup>, A. A. Ermashkevich<sup>1</sup>,  
A. I. Kolomentsev<sup>1</sup>, I. R. Farizanov<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Moscow Aviation Institute (National research university)  
4, Volokolamskoe highway, A-80, GSP-3, Moscow, 125993, Russian Federation

<sup>2</sup>Research and Testing Center of the Rocket and Space Industry  
9, Babushkina St., Peresvet, 141320, Russian Federation

<sup>3</sup>AO "Ural Civil Aviation Plant"  
1, p. 1, Marshal Zhukov Av., Moscow, 123308, Russian Federation

\*E-mail: [zudwa\\_dwesti\\_dwa@rambler.ru](mailto:zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru)

*The article considers a promising direction for the development of liquid-propellant rocket engines (LPRE) – the use of three-component propulsion systems. The interest in this topic is based on a number of advantages that can be obtained by using this LPRE concept, namely: saving the mass of the launch vehicle (LV) by using a denser hydrocarbon fuel at the initial launch site; high specific impulse values at high-altitude launch sites due to the use of a more efficient pair of fuel components (FC): liquid oxygen + liquid hydrogen; reducing the cost of removing the payload, due to the use of a single propulsion system for both launch sites.*

*An analytical review of implemented three-component LPRE schemes developed in Russia and abroad has been conducted, and their main advantages and disadvantages have been highlighted.*

*Based on a detailed study of a number of circuit solutions for liquid-propellant rocket engines running on three-component fuel, the concept of a two-mode single-chamber three-component engine made according to a closed circuit with afterburning of generator gas is proposed. The oxidizer is liquid oxygen, the fuel is RG-1 kerosene and liquid hydrogen. In the first mode, the engine runs on three components, the share of liquid hydrogen in the fuel mixture is 4% of the total consumption of components. In the second mode, the engine runs on FC liquid oxygen + liquid hydrogen.*

*The results of a computational and analytical study of the optimal design parameters of the engine are presented. The aim of the study was to understand the qualitative picture of the influence of various fuel parameters on the thermodynamic properties of the combustion products of the fuel mixture and the engine efficiency. Based on the results of the study, the optimal percentage of fuel components was determined.*

*A mathematical model for calculating a three-component LPRE has been developed. The results of calculation of energy coupling are presented. A comparative analysis of the mass characteristics of the designed propulsion system is carried out.*

*Keywords: LPRE on three-component fuel, mathematical model of LPRE, PHS, mass characteristics, gas dynamic parameters.*

**Введение.** В последние годы рынок космических запусков расширяется за счет появления новых многочисленных аэрокосмических частных компаний в Японии, Китае, Бразилии и других странах, но стоимость выведения полезной нагрузки остается довольно высокой. Это происходит, в том числе, из-за однократности использования самой дорогой составляющей ракеты-носителя (РН) – двигателя, который утрачивается при отбрасывании ступени (кроме возвращаемых ступеней РН компании SpaceX, Blue Origin).

Одним из вариантов снижения стоимости выведения полезной нагрузки является использование одной двигательной установки (ДУ) в процессе работы двух ступеней. Для реализации данной концепции целесообразно применять трехкомпонентные жидкостные ракетные двигатели (ЖРД). На первом участке выведения данные двигатели работают на компонентах топлива (КТ) – жидкий кислород + углеводородное горючее, а на последующих участках выведения используют более энергетически эффективную топливную пару – жидкий кислород + жидкий водород.

К преимуществам ЖРД, работающих на трёхкомпонентном топливе, можно отнести: экономию массы РН за счет использования более плотного углеводородного горючего на начальном участке выведения; высокие значения удельного импульса на дальнейших участках выведения вследствие работы на высокоэффективной паре КТ – жидкий кислород + жидкий водород; снижение стоимости выведения полезной нагрузки, которое реализуемо, благодаря единой ДУ для двух ступеней РН.

Недостатками данных ДУ являются: отсутствие инфраструктуры для испытаний и эксплуатации РН с ЖРД, работающих на трёхкомпонентном топливе; усложнение конструкции ДУ; относительные потери эффективности из-за необходимости поддержания двух режимов работы двигателя.

**Описание реализованных схем трехкомпонентных ЖРД.** В мировой практике рассматривалось несколько концепций ЖРД, работающих на двух горючих, применительно к одноступенчатой РН.

В [1] представлена пневмогидравлическая схема (ПГС) двухрежимного маршевого двигателя тягой 3160 кН (рис. 1). В качестве горючих используется жидкий водород и RJ-5 (синтетическое горючее с плотностью на 35 % выше плотности керосина). Основная особенность этого двигателя – наличие 4-х газогенераторов (ГГ), что позволяет упростить регулирование ДУ и разделить полет на два режима: первый режим – работа двигателя на компонентах жидкий кислород + RJ-5, второй режим – работа двигателя на компонентах жидкий кислород + жидкий водород. Еще одной отличительной чертой данного двигателя является охлаждение камеры окислителем – жидким кислородом на всем активном участке полета.

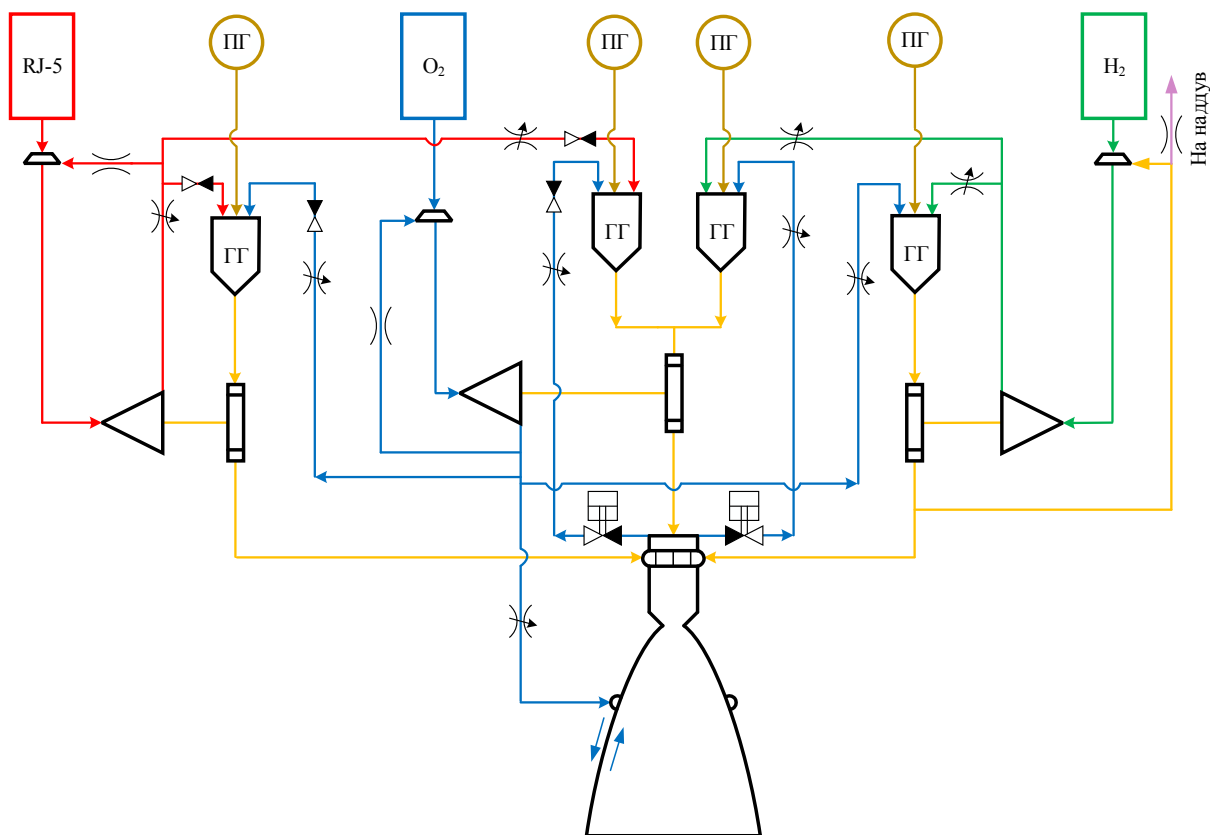


Рис. 1. Пневмогидравлическая схема ЖРД на кислород-углеводородном топливе с дополнительной водородной подсистемой

Fig. 1. Pneumohydraulic scheme of an oxygen-hydrocarbon LPRE with an additional hydrogen subsystem

Подача компонентов топлива в камеру сгорания (КС) и ГГ осуществляется с помощью трех бустерных насосных агрегатов (БНА) и трех основных турбонасосных агрегатов (ТНА).  $\text{RJ-5}$  и водород подаются напрямую в ГГ. Окислителем, отбираемым после первой ступени насоса окислителя, охлаждается камера двигателя, после чего он перепускается в окислительные ГГ [2]. Окислитель, поступающий во вторую ступень насоса окислителя (вторая ступень насоса на схеме не показана), подается в восстановительные ГГ. Рабочим телом турбины ТНА углеводородного горючего и водорода является восстановительный генераторный газ. Турбина ТНА кислорода функционирует на окислительном генераторном газе.

Недостатки данной концепции ДУ:

- снижение надежности ЖРД из-за большого количества агрегатов, входящих в состав двигателя;
- сложности в организации надежного охлаждения камеры окислителем [3].

В [4] представлена ПГС отечественного двухрежимного трехкомпонентного ЖРД – РД-701, разработанного НПО «Энергомаш» в рамках проекта по разработке многоцелевой авиационно-космической системы (МАКС). Тяга двигателя на первом режиме – 4000 кН, на втором – 1590 кН (рис. 2). В качестве горючих используются жидкий водород (на всем активном участке полета) и керосин марки РГ-1 (на первом режиме работы двигателя). Основной особенностью данного двигателя является наличие двух отдельных контуров ТНА, что позволяет использовать автономную отработку отдельных элементов.

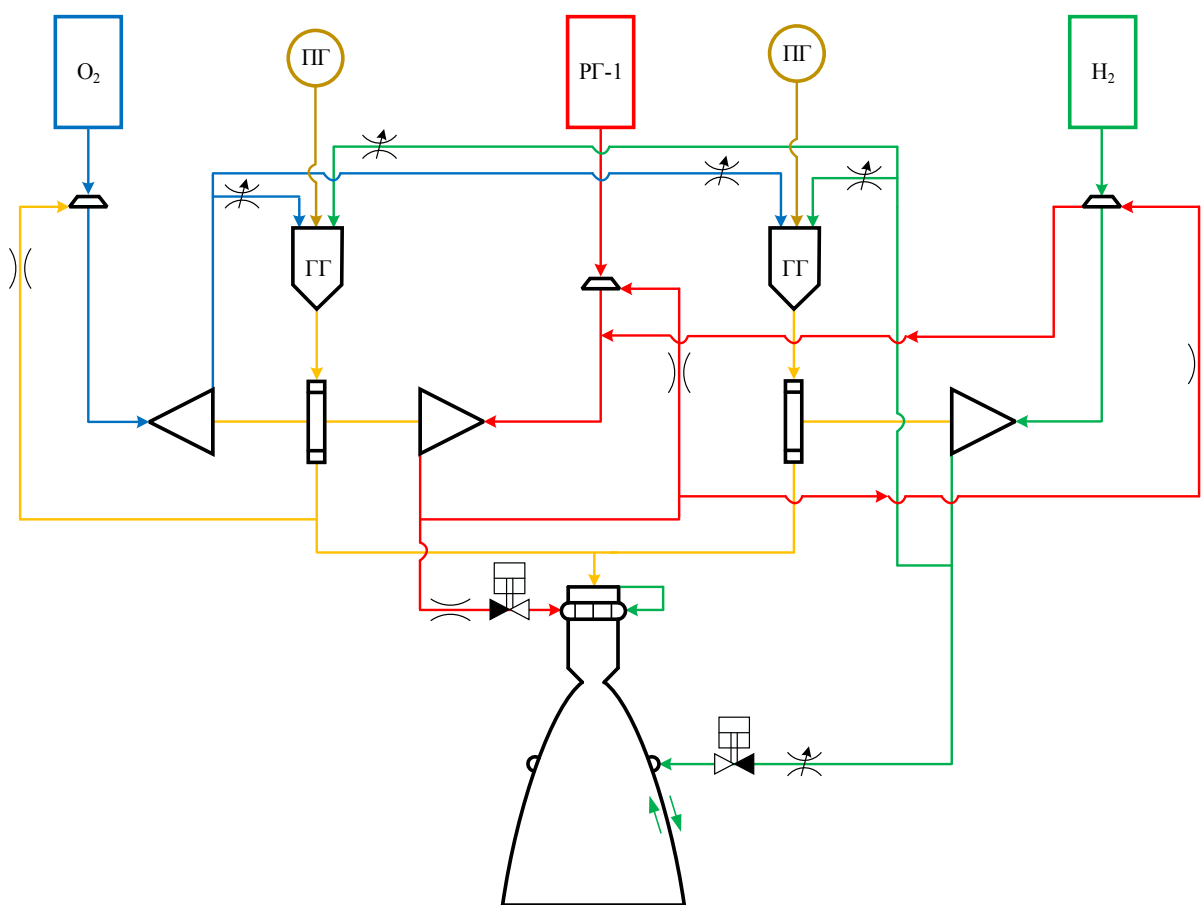


Рис. 2. Пневмогидравлическая схема двухрежимного ЖРД – РД-701, работающего на трёхкомпонентном топливе

Fig. 2. Pneumohydraulic scheme of a two-mode LPRE-RD-701, running on three-component fuel

Подача компонентов топлива в камеру и ГГ осуществляется с помощью трех БНА и двух основных ТНА. Окислитель подается напрямую в ГГ. Керосин подается непосредственно в смесительную головку (СГ). Жидкий водород, отбираемый после первой ступени насоса водорода, охлаждает камеру двигателя и подается в СГ. Оставшийся жидкий водород (вторая ступень насоса на схеме не показана) отбирается после второй ступени насоса водорода и подается в ГГ. Турбины двух ТНА работают на окислительном генераторном газе.

Недостатки данной концепции двигательной установки:

- наличие трехкомпонентной форсуночной головки;
- необходимость функционирования насоса керосина для привода турбины БНА водорода на протяжении всего активного участка полета.

Существуют и другие концепции трехкомпонентных двигателей, наибольший интерес вызывают концепции [5–7].

**Предлагаемая схема реализации трехкомпонентного ЖРД.** Двигатель представляет собой двухрежимный ЖРД, работающий на трёхкомпонентном топливе, имеющий 3 БНА, расположенных на каждой линии подачи компонентов (водорода, кислорода и керосина), 2 трёхкомпонентных ГГ (окислительный газогенератор (ОГГ) и восстановительный газогенератор (ВГГ)) с предварительным зажиганием рабочего тела от пускового горючего (ПГ), 2 ТНА, камеру, представляющую из себя сопло Лавала, состоящую из цилиндрической, дозвуковой и сверхзвуковой частей, интенсивную разноконтурную регенеративно-проточную систему охлаждения (СО).

На основании анализа существующих схемных решений трехкомпонентных ЖРД, учитывая их преимущества и недостатки, предлагается ПГС для двухрежимного ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе (рис. 3): на первом режиме двигатель работает на компонентах – жидкий кислород + керосин + жидкий водород (доля водорода в топливной смеси – 4 % от суммарного массового расхода топлива), на втором режиме – на компонентах – жидкий кислород + жидкий водород.

Характерная особенность предлагаемой ПГС – полная газификация компонентов. Данное решение обладает рядом преимуществ, а именно: позволяет получить высокие давления в КС на двух режимах работы; за счет прохождения большей массы через турбины, снижается тепловая нагрузка на привод ТНА; увеличивается скорость прохождения химических реакций в камере сгорания, что в ряде случаев повышает удельный импульс ЖРД. Также для поддержания постоянного перепада давления на турбине кислород – керосинового ТНА, на втором режиме работы двигателя производится сброс части генераторного газа перед турбиной непосредственно в газовод.

Подача компонентов топлива в КС и ГГ осуществляется с помощью трех БНА и двух основных ТНА, один из которых обеспечивает подачу жидкого водорода, другой – жидкого кислорода и керосина. Турбина кислород-керосинового ТНА питается окислительным генераторным газом, вырабатываемым в окислительном газогенераторе. Турбина водородного ТНА функционирует на восстановительном генераторном газе, получаемым в восстановительном газогенераторе. Полный расход жидкого кислорода и керосина подается непосредственно в ГГ. В свою очередь, полный расход жидкого водорода подается в рубашку регенеративного охлаждения двигателя, после чего перепускается на привод турбины БНА водорода, а в дальнейшем – в ГГ.

Недостаток предлагаемой схемы ЖРД на трёхкомпонентном топливе – необходимость разработки трехкомпонентного ГГ.

Более детальное проектирование трёхкомпонентных ОГГ и ВГГ и их систем охлаждения будет проведено на дальнейших этапах проработки двигателя. Планируется, что будут рассмотрены

как однозонные, двухзонные, так и многозонные конструкции ГГ с использованием и без использования балластировочного компонента, такие ГГ применяются как в отечественном двигателестроении, так и нефтехимической промышленности. Рабочий процесс в ГГ является более сложным и комплексным, чем в камере сгорания ЖРД.

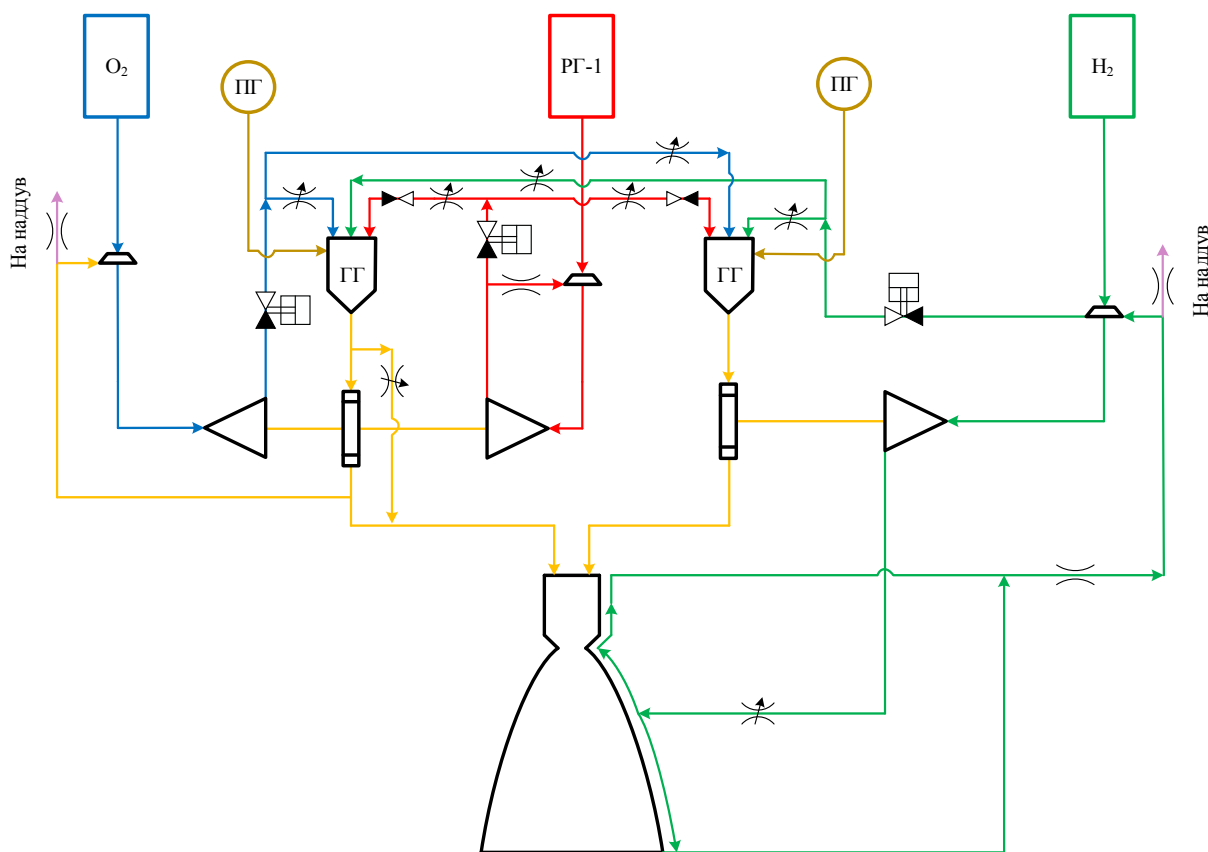


Рис. 3. Предлагаемая ПГС для ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе

Fig. 3. The proposed PHS for rocket engine operating on three-component fuel

Крайне важным в разработке ГГ любых концепций и типоразмеров является:

- сопряжённая задача по охлаждению;
- теплообменные процессы роста и испарения капель в газообразной среде;
- учёт термодинамической неравновесности для сложных химических соединений реакции КТ;
- проектирование высокоэффективной системы смесеобразования с применением газового компонента или распыление мелкодисперсных капель с воспламенением от системы зажигания;
- учёт скорости запаздывания и времён релаксации индивидуальных реагентов при протекании химических реакций горения КТ;
- получение устойчивого рабочего процесса при истечении после СГ с высокой полнотой сгорания КТ;
- интенсивность протекания рабочего процесса при кратковременных и непродолжительных средних временах пребывания КТ во всём объёме ГГ;
- относительная расходонапряжённость ГГ;
- задача баллаستировки с привлечением дополнительного избыточного или основного компонента топлива;
- регулирование и поддержание устойчивого соотношения КТ для многорежимного двигателя;

- получение пониженной температуры генераторного газа для привода турбины с целью теплозащиты соплового направляющего аппарата и лопаток турбины;
- получение ожидаемой работоспособности генераторного газа для получения заложенной при проектировании и увязке мощности турбины;
- вопрос надёжности при многократном использовании ГГ;
- увеличение эффективности путём усложнения конструкции ГГ и применение активных теплообменных физических методов управления движением потока (рециркуляция течения, дополнительная турбулентность, локальные и разнородные системы вихрей, способствующих улучшению эффективности, принудительное торможение газодинамического течения преградами различного профиля с целью увеличения времени пребывания и скорости достижения химической реакции, вдув или ввод в спутный газовый поток (пристеночный, пограничный слой или ядро потока) дальнобойных струй) или принудительное перемешивание смеси с установкой пристенных интенсификаторов, турбулизаторов и развитых поверхностей.

Крайне важным для моделирования рабочих процессов в ГГ является формирование математической модели с применением термодинамических равновесных и замороженных приближений и моделей, описывающих все перечисленные выше особенности.

**Конструктивные особенности трехкомпонентных ЖРД.** При проведении термогазодинамического расчета КС и сопла для двух режимов работы двигателя получена существенная разница в газодинамических профилях (рис. 4). Профилирование сопла только по газодинамическому профилю первого режима работы приводит к значительному увеличению потерь и снижению удельного импульса на втором режиме работы двигателя. В свою очередь, профилирование сопла по газодинамическому профилю второго режима работы ведет к повышению общей массы ДУ.

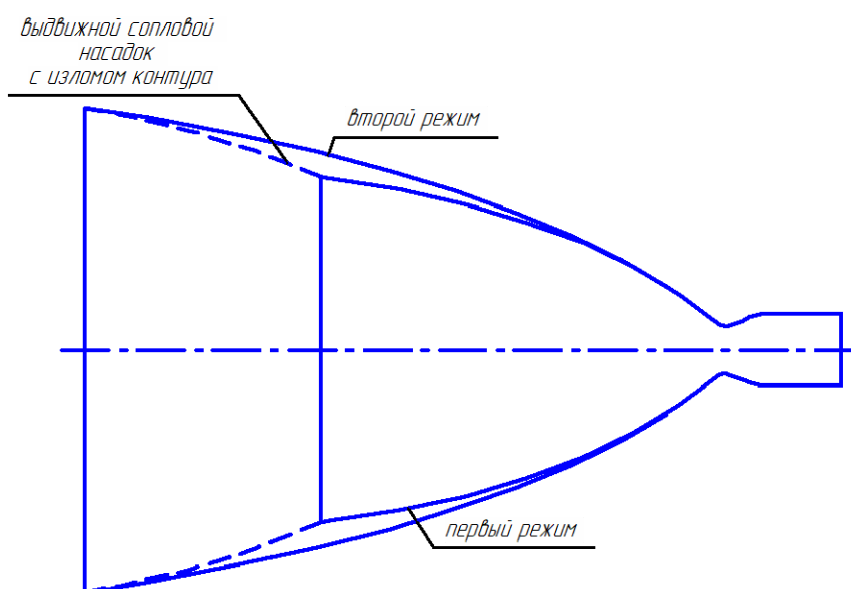


Рис. 4. Сравнение газодинамических профилей

Fig. 4. Comparison of gas dynamic profiles

Для минимизации потерь из-за поддержания двух режимов работы ДУ предлагается профилировать сопло по газодинамическому профилю для первого режима работы, а на втором режиме работы использовать охлаждаемый выдвижной сопловой насадок с изломом контура [8] или аналогичный профилированный сопловой насадок, повторяющий геометрию сверхзву-

ковой части профиля. Данное решение позволит получить максимальную эффективность стартового режима, высокие значения удельного импульса на высотном режиме работы, а также приведет к уменьшению габаритов изделия и снижению массы камеры двигателя за счет использования углерод-углеродного композиционного [9] (УУКМ) выдвижного соплового насадка.

**Анализ влияния разной примеси водорода и керосина на химическое соединение вида: жидкий кислород +  $m_1 \cdot$  керосин +  $m_2 \cdot$  жидкий водород, энергетические параметры топливной смеси и эффективность двигателя.** Актуальным направлением в исследовании реактивного движения является исследование параметров известных топливных пар ракетного топлива с различными малыми добавками другого компонента к горючему или окислителю. Причем химическая кинетика [10; 11] ракетного топлива, протекающая при реакции горения в камере ЖРД с применением таких смесевых добавок, позволяет существенно поднять эффективность двигателя за счёт изменения термодинамических параметров продуктов сгорания. Принимая во внимание всё вышесказанное и используя современные методы математического моделирования или современные прикладные программы, расчёт диссоциированных химических равновесных реакций вида  $m_1 \cdot \Gamma + m_2 \cdot \Gamma$ , где  $m_1$  и  $m_2$  – массовые или мольные доли веществ, является несложной задачей. Неоспорим тот факт, что данное утверждение справедливо только для диссоциированных равновесных химических реакциях, с недиссоциированными неравновесными [12] химическими реакциями ситуация обстоит более сложно.

Для оценки оптимальных проектных параметров проведено аналитическое исследование. Цель исследования – понимание качественной картины влияния распределенных параметров топлива на термодинамические параметры топливной смеси и эффективность двигателя. В результате технической проработки выбраны оптимальные проектные параметры для трёхкомпонентной топливной смеси.

Во всех расчетах принимается, что тяга двигателя, давление в КС, относительная площадь КС и сопла, температура и давление на входе в КС жидкого кислорода, жидкого водорода и керосина – фиксированные параметры, которые в ходе анализа не меняются.

В табл. 1 и на рис. 5 представлены изменения соотношения КТ, стехиометрического соотношения КТ и химической формулы брутто-реакции горения топлива при разной примеси жидкого водорода к керосину марки РГ1. Температура  $T_{\text{цпл}}$ , приведенная в табл. 1, соответствует расчётному сечению в цилиндрической части камеры вблизи смесительной головки.

Таблица 1

**Влияние химического соединения  $m_1 \cdot \text{РГ1} + m_2 \cdot \text{H}_2$  на химическую реакцию горения топлива, соотношение КТ, стехиометрическое соотношение КТ**

$m_1, \%$	$m_2, \%$	$T_{\text{цпл}}, \text{K}$	$K_m$	$K_{m0}$	Химическая формула при брутто-реакции горения топлива
85	15	3829,786	3,267	4,083	$\text{O}_{0,860} \text{H}_{1,125} \text{C}_{0,256}$
80	20	3812,777	3,448	4,31	$\text{O}_{0,816} \text{H}_{1,172} \text{C}_{0,217}$
75	25	3798,047	3,629	4,537	$\text{O}_{0,779} \text{H}_{1,210} \text{C}_{0,184}$
70	30	3785,133	3,811	4,763	$\text{O}_{0,749} \text{H}_{1,242} \text{C}_{0,158}$
65	35	3773,702	3,992	4,99	$\text{O}_{0,723} \text{H}_{1,269} \text{C}_{0,135}$

На основании представленных зависимостей можно сделать вывод, что при большей примеси жидкого водорода в керосин соотношение КТ и стехиометрическое соотношение КТ увеличивается, температура в КС уменьшается.

Анализ химической формулы брутто – реакции горения топлива показывает, что при разной примеси жидкого водорода к жидкому керосину количество атомов в молекуле кислорода



уменьшается с величины 0,86 до 0,723, водорода увеличивается с 1,125 до 1,269, углерода уменьшается с величины 0,256 до величины 0,135. Соответственно, можно сделать вывод, что именно 85 % керосина и 15 % водорода в горючем наиболее интересны с точки зрения химической кинетики и энергетики ракетного топлива, ведь количество прореагирующих атомов в химической реакции смесового топлива превалируют над остальными рассмотренными смесевыми комбинациями. Следовательно, с точки зрения химической кинетики и энергетики ракетного топлива наибольший интерес вызывает вариант с 85 % керосина и 15 % водорода в горючем.

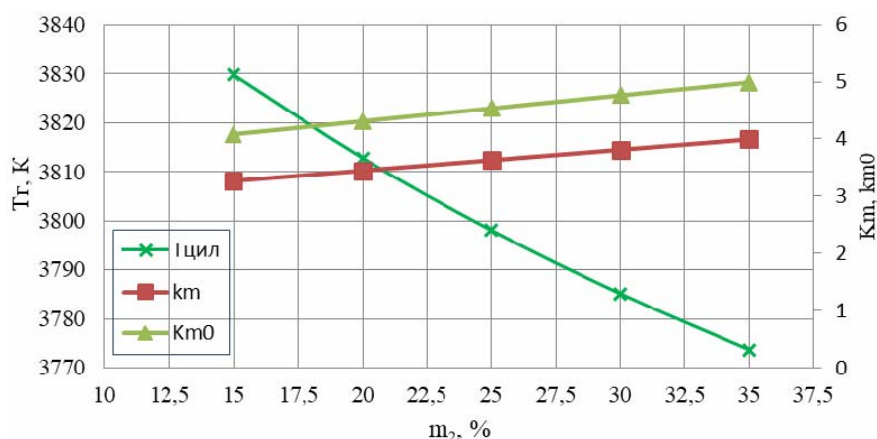


Рис. 5. Изменение температуры в сечении смесительной головки, соотношения КТ и стехиометрического соотношения КТ при разном проценте примеси жидкого водорода в керосине РГ1

Fig. 5. Changes in the temperature in the cross section of the mixing head, the ratio of CT and the stoichiometric ratio of CT at different percentages of liquid hydrogen admixture in kerosene RG1

В связи с тем, что в дальнейшем будет рассмотрена СО двигателя, работающего на трёхкомпонентном топливе, проводился детальный анализ теплофизических, термодинамических и газодинамических параметров, влияющих на подогрев горючего, конвективный массоперенос, теплозащиту и охлаждение двигателя, краткие выводы которого приведены ниже.

На рис. 6 представлена графическая зависимость газовой постоянной от температуры ПС при разной примеси жидкого водорода в керосине.

На рис. 7 представлена зависимость температуры ПС от работоспособности газа при разной примеси жидкого водорода в керосине.

На рис. 8 представлена зависимость плотности газа от температуры ПС при разной примеси жидкого водорода в керосине.

Детальный анализ полученных результатов показал, что газовая постоянная хоть и увеличивается при большей примеси жидкого водорода в керосине, наибольший комплекс  $L_r$ , характеризующий работоспособность газа, соответствует 15 % примеси жидкого водорода в керосине.

Именно такой вариант наиболее интересен как с точки зрения химической кинетики ракетного топлива, энергетических параметров ПС, так и с точки зрения роста комплекса, характеризующего работоспособность газа.

**Анализ влияния параметров топливной смеси на эффективность двигателя.** На рис. 9–11 представлены зависимости, характеризующие эффективность [13] двигателя.

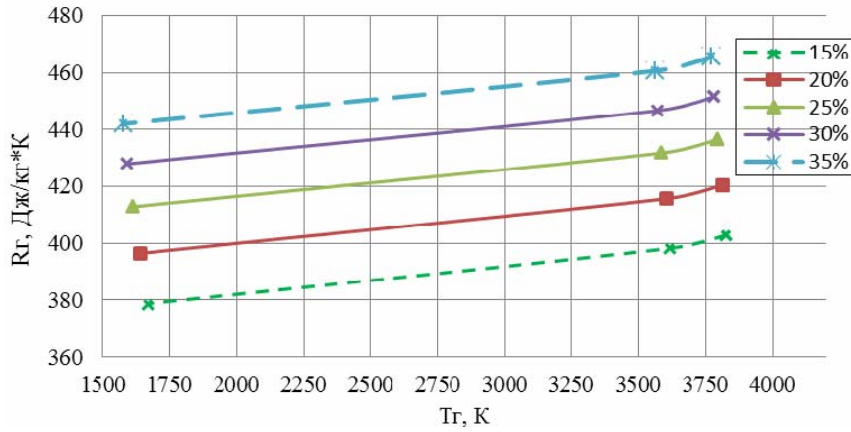


Рис. 6. Зависимость газовой постоянной от температуры ПС при разном проценте примеси жидкого водорода в керосине

Fig. 6. Dependence of the gas constant on the PS temperature for different percentages of liquid hydrogen admixture in kerosene

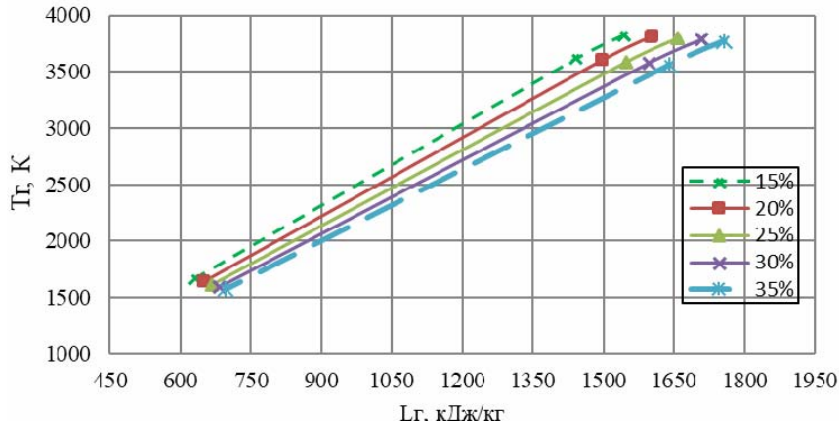


Рис. 7. Зависимость работоспособности газа от температуры ПС при разном проценте примеси жидкого водорода в керосине

Fig. 7. Dependence of gas efficiency on the PS temperature at different percentages of liquid hydrogen admixture in kerosene

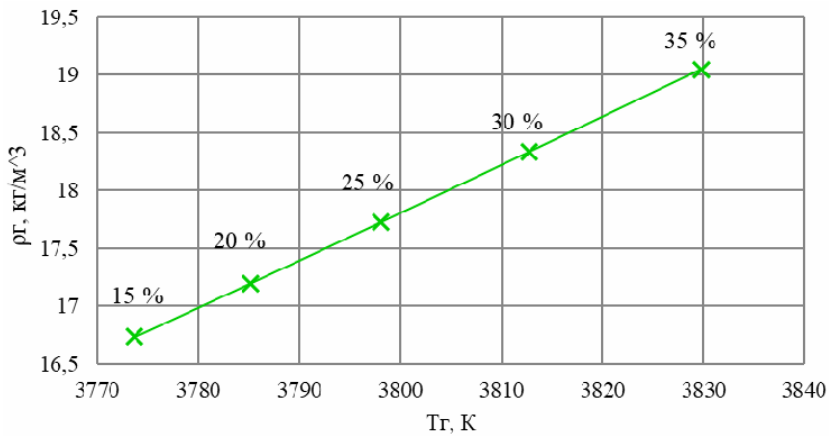


Рис. 8. Зависимость плотности газа от температуры ПС при разном проценте примеси жидкого водорода в керосине

Fig. 8. Dependence of the gas density on the PS temperature for different percentages of liquid hydrogen admixture in kerosene

Эти зависимости можно использовать как «инструмент» для небольших комплексных оценок эффективности таких смесевых топлив при рассмотренных ранее схемных решениях, тягах и давлениях в КС. Зависимости при других диапазонах распределенных параметров технической системы (давление в камере, тягах, подогревов в ТО и т. д.) дают количественно иные результаты, но приближенно и качественно схожи.

Подобная оценка экономичности проводилась в [14] для массовой доли жидкого водорода, занимающей всю топливную смесь.

В работе принимается, что примесь водорода занимает не всю топливную смесь, а только часть горючего соединения. С пересчетом процентов на всю топливную смесь 15 % жидкого водорода в горючей смеси соответствует 4 %, а 35 % соответствует 7 % доли жидкого водорода в топливной смеси.

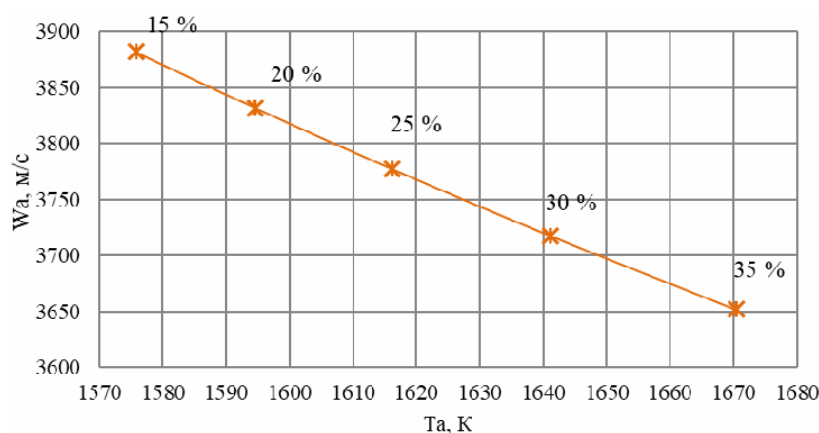


Рис. 9. Зависимость скорости истечения из сопла Лавалья от температуры ПС на срезе сопла при разном проценте примеси жидкого водорода в керосине

Fig. 9. Dependence of the flow rate from the Laval nozzle on the temperature of the PS on the nozzle section at different percentages of liquid hydrogen admixture in kerosene

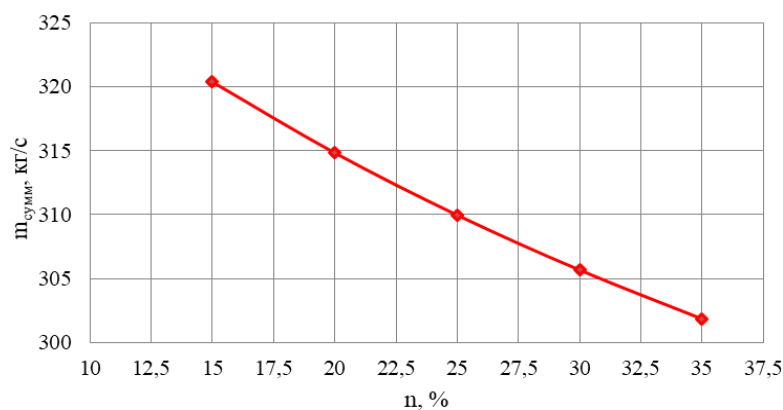


Рис. 10. Зависимость суммарного расхода топлива в ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе, при разном проценте примеси жидкого водорода в керосине

Fig. 10. Dependence of the total fuel consumption in an LPRE running on three-component fuel with different percentages of liquid hydrogen admixture in kerosene

Следовательно, хоть при большей примеси жидкого водорода удельный импульс в пустоте увеличивается, массовый расход топлива и скорость истечения уменьшаются. Также существенным является тот факт, что при большей примеси жидкого водорода масса топлива в баках увеличивается.

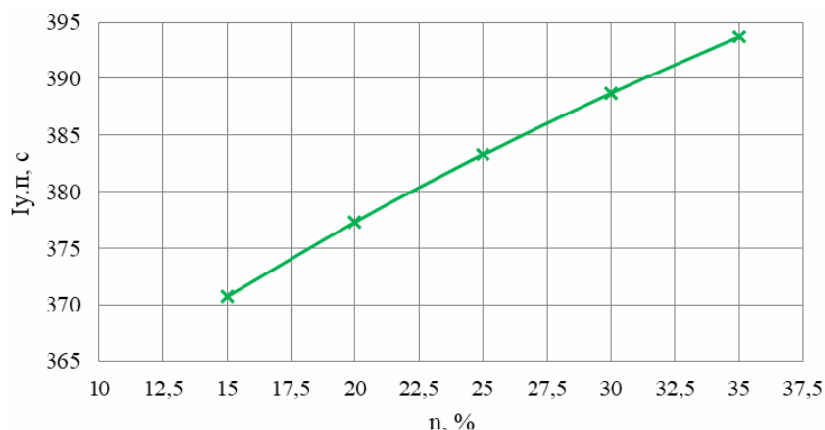


Рис. 11. Зависимость удельного импульса в пустоте ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе, при разном проценте примеси жидкого водорода в керосине

Fig. 11. Dependence of the specific impulse in the void of an LPRE running on three-component fuel at different percentages of liquid hydrogen admixture in kerosene

**Энергетические характеристики предлагаемой ПГС.** Энергетическая увязка параметров ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе, проведена согласно методике [15]. Термодинамические расчеты окислительного и восстановительного газогенераторов проведены, исходя из рекомендаций [16].

В табл. 2 представлены результаты расчетов энергетической увязки параметров предлагаемой ПГС двухрежимного ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе.

Таблица 2

Результаты расчетов энергетической увязки параметров ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе

Параметр		I режим	II режим
Тяга двигателя в пустоте, кН		1060	420
Давление в камере сгорания, МПа		29,4	14,8
Удельный импульс в пустоте, с		386	473
Температура в камере сгорания, К		3858	3617
Соотношение компонентов в камере сгорания		3,45	6,349
Напоры насосов, Дж/кг	РГ-1	67507	–
	H <sub>2</sub>	821659	386400
	O <sub>2</sub>	48411	23850
Степень понижения давления на турбине	TNA <sub>РГ-1+O2</sub>	1,762	1,762
	TNA <sub>H2</sub>	1,31	1,236
Число оборотов ТНА, об/мин	TNA <sub>РГ-1+O2</sub>	35224	35723
	TNA <sub>H2</sub>	150400	71065
Температура газа в газогенераторе, К	ГГ <sub>окисл</sub>	893	898
	ГГ <sub>восст</sub>	1100	802
Соотношение компонентов в газогенераторе	ГГ <sub>окисл</sub>	52	96
	ГГ <sub>восст</sub>	0,16	0,89

**Расчет массовых характеристик двигательной установки, работающей на трёхкомпонентном топливе.** Оценка совершенства конструкции ЖРДУ производится путем расчета массовых характеристик, которые широко используются при выборе оптимальных параметров ЛА, двигательных установок и отдельных агрегатов. Чтобы определить массовые характеристики

двигателя, работающего на трёхкомпонентном топливе, создана математическая модель, в основе которой лежат зависимости, взятые из [17]. Табл. 3 содержит результаты расчетов массовых характеристик ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе.

Таблица 3

Результаты расчетов массовых характеристик ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе

Название агрегата	Масса, кг
Смесительная головка	4
Газовод	26
Камера сгорания и сопло с сопловым насадком и механизмом выдвижения	644
ТНА <sub>рг-1+O2</sub>	252
ТНА <sub>H2</sub>	118
БНА <sub>рг-1</sub>	11
БНА <sub>H2</sub>	14
БНА <sub>O2</sub>	27
Остальные агрегаты двигателя (клапаны и агрегаты управления, газогенераторы, трубопроводы, рама, детали общей сборки)	347
Итоговая сухая масса трехкомпонентного двигателя	1443

Для подтверждения эффективности использования ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе, проведена сравнительная оценка совершенства конструкции двигательной установки.

Сравнивалась удельная масса – отношение массы залитого ЖРД к его пустотной тяге на основном режиме, различных двигателей с предполагаемым трехкомпонентным ЖРД. В сравнительной оценке участвовали жидкостные ракетные двигатели, близкие по тяге к рассматриваемому прототипу ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе. Результаты представлены на рис. 12.

Как видно из графика, ЖРД, работающие на трёхкомпонентном топливе, по своей удельной массе превосходят ЖРД на компонентах «жидкий кислород + жидкий водород» и незначительно уступают некоторым ЖРД на компонентах «жидкий кислород + керосин».

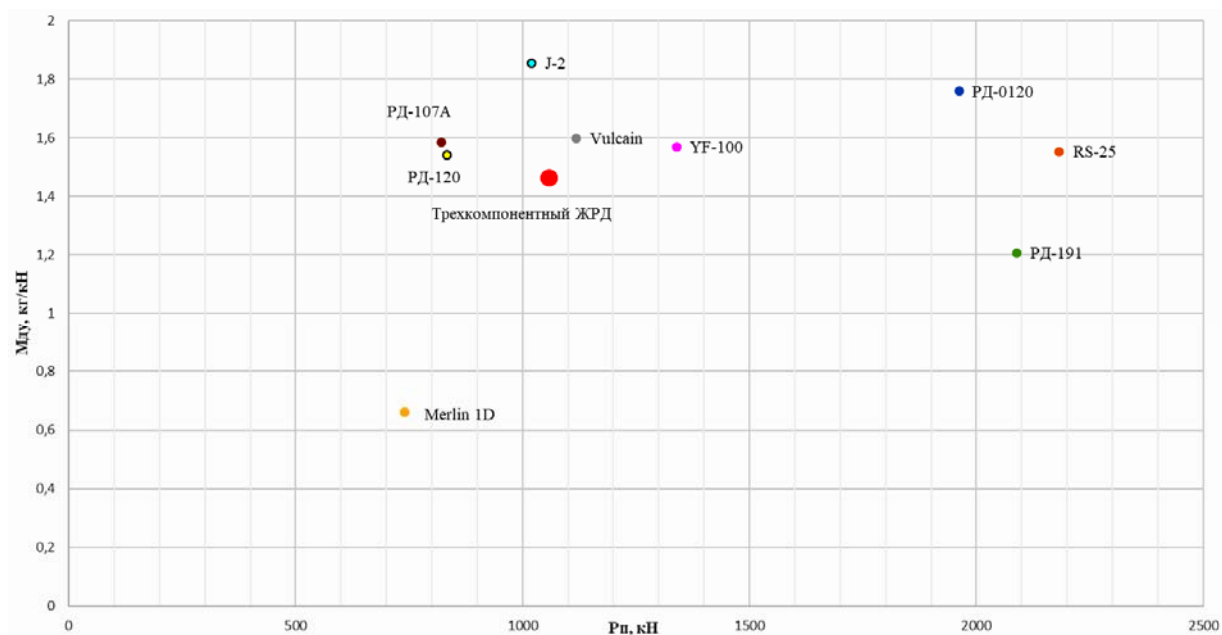


Рис. 12. Сравнительная оценка совершенства конструкции ЖРД

Fig. 12. Comparative evaluation of LPRE design perfection

**Заключение.** Рассмотрены различные схемы и варианты конструкции ЖРД, работающих на трёхкомпонентном топливе, выявлены их достоинства и недостатки. Предложена ПГС для ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе, с полной газификацией компонентов (схема «газ – газ»). Проведенные расчеты: термогазодинамический, камеры сгорания и газогенератора, геометрии сопла с изломом контура, энергетической увязки параметров, массовых характеристик исследуемого ЖРД.

Исходя из результатов расчетов, можно сделать вывод, что двигательные установки, работающие на трёхкомпонентном топливе, по своей энергетической и массовой эффективности не уступают двигательным установкам, работающим на двухкомпонентном топливе. С учетом унификации двигателя для первой и второй ступеней РН, применение трехкомпонентных ЖРД является экономически более целесообразным. Однако разработка, испытания ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе, и специализированного РН требуют проведения большого объема работ [18], для которых необходимы крупные финансовые инвестиции. Тем не менее исследования в области ЖРД, работающих на трёхкомпонентном топливе и создание РН в будущем могут существенно снизить стоимость выведения полезной нагрузки.

### Библиографические ссылки

1. Salked R., Beichel R. Reusable one-stage-to orbit shuttles: bright energy projects. *Astronaut. Aeronaut.* 11, 1973. P. 6–48.
2. Беляев Е. Н., Воробьев А. Г. Влияние процессов заполнения смесительных головок газогенераторов на динамику бесстартерного запуска жидкостного ракетного двигателя // *Сибирский журнал науки и технологий.* 2018. Т. 19, № 3. С. 469–481. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-469-481.
3. Беляков В. А., Василевский Д. О. Перспективные схемные решения безгазогенераторных двигателей // *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника.* 2019. № 58, С. 69–86. Doi: 10.15593/2224-9982/2019-58-06
4. Гусев В. Н., Семенов В. И., Стороженко И. Г. Трехкомпонентный двухрежимный маршевый двигатель для аэрокосмических систем и ракет-носителей нового поколения // *Международный научный журнал «Альтернативная энергетика и технология».* 2008. № 3 (59). С. 36–41.
5. Пат. 2065068 Российская Федерация, МПК<sup>6</sup> F 02 K 9/46. Экспериментальный жидкостной ракетный двигатель с дожиганием / Гончаров Г. И., Гончаров Н. С., Липлявый И. В. и др. ; заявитель КБХА. № 94029144/06 ; заявл. 03.08.1994 ; опубл. 10.08.1996. 4 с.
6. Пат. 2065985 Российская Федерация, МПК<sup>6</sup> F 02 K 9/46. Трехкомпонентный жидкостной ракетный двигатель / Гончаров Г. И., Липлявый И. В., Орлов В. А. и др. ; заявитель КБХА. № 94029116/06 ; заявл. 03.08.1994 ; опубл. 27.08.1996. 4 с.
7. Пат. 2575238 Российская Федерация, МПК F 02 K 9/46. Трехкомпонентный жидкостной ракетный двигатель / Горохов В. Д., Милованов А. Г. ; заявитель КБХА. № 2014136973/06 ; заявл. 11.09.2014 ; опубл. 11.09.2014. 8 с.
8. Пат. № 125262 Российская Федерация, МПК F 02 K 1/80. Высотное сопло Лавая / Семенов В. В., Иванов И. Э., Сорокин В. А. и др. ; заявитель ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)». № 2012141276/06 ; заявл. 27.09.2012 ; опубл. 27.02.2013. 4 с.
9. Температурные напряжения в цилиндрических оболочках из углеродных волокон и контактная задача теплообмена / Абашев В. М., Демидов А. С., Ерёмкин И. В. и др. // *Вестник МАИ.* 2017. Т. 24. № 4. С. 7–13.
10. Гиршфельдер Д., Кертис Ч., Берд Р. Молекулярная теория газов и жидкостей. М. : Иностранная литература, 1961. 931 с.

11. Бретшнайдер С. Свойства газов и жидкостей. М. : Химия, 1936. 536 с.
12. Гидаспов В. Ю. Численное моделирование химически неравновесного течения в сопле жидкостного ракетного двигателя // Вестник МАИ. 2013. Т. 20. № 2. С. 90–95.
13. 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.
14. Орлин С. А., Орлов А. В. Увеличение удельного импульса жидкостных ракетных двигателей, работающих на топливе кислород + керосин, методом добавки водорода в камеру сгорания // Инженерный журнал: наука и инновации. 2019. № 11. С. 23–33. DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-11-1935>.
15. Беляев Е. Н., Воробьев А. Г. Энергетическая увязка параметров жидкостного ракетного двигателя. М. : Изд-во МАИ, 2016. 68 с.
16. Проблемные вопросы энергетической увязки параметров жидкостных ракетных двигателей [Электронный ресурс] / Беляев Е. Н., Воробьев А. Г., Нассименто Л. Б. и др. // Труды МАИ. 2013. № 71. URL: <https://mai.ru/upload/iblock/382/382669ab36066d251d57dd531a45cd9f.pdf> (дата обращения: 06.09.2020).
17. Козлов А. А., Новиков В. Н., Соловьев Е. В. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок. М. : Машиностроение, 1988. 347 с.
18. Нестеров В. Е., Рудаков В. Б., Макаров В. И. Анализ основных задач экспериментальной отработки многоразовой ракетно-космической системы // Вестник МАИ. 2013. Т. 20. № 5. С. 77–85.

## References

1. Salked R., Beichel R. Reusable one-stage-to orbit shuttles: bright energy projects. *Astronaut. Aeronaut.* 11, 1973. P. 6–48.
2. Belyaev E. N., Vorob'yev A. G. [Influence of filling processes of gas generator mixing heads on the dynamics of a non-starter launch of a liquid rocket engine]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 469–481. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-469-481. (In Russ.)
3. Belyakov V.A., Vasilevskiy D. O. [Perspective circuit solutions of liquid rocket engine by expanded cycle]. *Vestnik PNIPU. Aerospace science*. 2019, Vol. 58, P. 69–86. Doi: 10.15593/2224-9982/2019-58-06. (In Russ.)
4. Gusev V. N., Semenov V. I., Storozhenko I. G. [Three-Component two-mode main engine for aerospace systems and new-generation launch vehicles]. *Alternative energy and technology*. 2008, No. 3 (59), P. 36–41. (In Russ.)
5. Goncharov G. I., Goncharov N. With., Replevy I. V. et al. *Experimental'nyj Zhidkostnoj raketnij dvigatel' s dozhiganiem* [Experimental liquid-propellant rocket engine with afterburning]. Pat RF. No. 2065068, 1994.
6. Goncharov G. I., Replevy I. V., Orlov V. A. et al. *Trekh komponentnyj Zhidkostnoj raketnij dvigatel'* [Three-component liquid propellant rocket engine]. Pat RF. No. 2065985, 1994.
7. Gorokhov V. D., Milovanov A. G. *Trekh komponentnyj Zhidkostnoj raketnij dvigatel'* [Three-component liquid propellant rocket engine]. Pat RF. No. 2575238, 2014.
8. Semenov V. V., Ivanov I. E., Sorokin V. A. et al. *Vysotnoe Soplo Laval'ya* [High-altitude Laval nozzle]. Pat RF. No. 125262, 2013.
9. Abashev V. M., Demidov A. S., Eremkin I. V. et al. [Temperature stresses in cylindrical shells made of carbon fibers and the contact problem of heat exchange]. *Vestnik MAI*. 2017, Vol. 24, No. 4, P. 7–13. (In Russ.)
10. Girshfelder D., Curtis Ch., Byrd R. *Molekularnaya teoria gazov i zhidkостей* [Molecular theory of gases and liquids]. Moscow, Foreign literature publ., 1961, 931 p.

11. Bretschneider S. *Svojstva gazov i zhidkostej* [Properties of gases and liquids]. Moscow, Chemistry publ., 1936, 536 p.
12. Gidasov V. Yu. [Numerical simulation of a chemically nonequilibrium flow in a liquid rocket engine nozzle]. *Vestnik MAI*. 2013, Vol. 20, No. 2, P. 90–95. (In Russ.)
13. Piunov V. Yu., Nazarov V. P., Kolomentsev A. I. [Improving the energy characteristics of oxygen-hydrogen liquid-propellant rocket engines of upper stages of methods for optimizing design schemes]. *Vestnik MAI*. 2017, Vol. 24, No. 3, P. 23–33. (In Russ.)
14. Orlin S. A., Orlov A. V. [Increasing the specific impulse of liquid rocket engines running on oxygen + kerosene fuel by adding hydrogen to the combustion chamber]. *Engineering journal: science and innovation*. 2019, No. 11, P. 23–33. Doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-11-1935>. (In Russ.)
15. Belyaev E. N., Vorob'yev A. G. *Energeticheskaya uvyazka parametrov zhidkostnogo raketnogo dvigatelya* [Energy coupling of parameters of a liquid rocket engine]. Moscow, MAI publ., 2016, 68 p.
16. Belyaev E. N., Vorob'yev A. G., Nascimento L. B. et al. [Problematic issues of energy coupling of parameters of liquid rocket engines]. *Trudy' MAI*. 2013, Vol. 71 Available at: <https://mai.ru/upload/iblock/382/382669ab36066d251d57dd531a45cd9f.pdf> (accessed: 06.03.2020). (In Russ.)
17. Kozlov A. A., Novikov V. N., Soloviev E. V. *Sistema pitaniya i upravleniya zhidkostnykh raketnykh dvigatelnykh ustanovok* [Power supply and control systems for liquid rocket propulsion systems]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1988, 347 p.
18. Nesterov V. E., Rudakov V. B., Makarov V. I. [Analysis of the main tasks of experimental testing of a reusable rocket and space system]. *Vestnik MAI*. 2013, Vol. 20, No. 5, P. 77–85. (In Russ.)

© В. А. Беляков, Д. О. Василевский, А. А. Ермашкевич,  
А. И. Коломенцев, И. Р. Фаризанов, 2021

---

**Беляков Владислав Альбертович** – аспирант, инженер кафедры 202 «Ракетные двигатели»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: [titflavii@rambler.ru](mailto:titflavii@rambler.ru).

**Василевский Дмитрий Олегович** – аспирант кафедры 202 «Ракетные двигатели»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); инженер 1 категории, Федеральное казенное предприятие «Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности». E-mail: [zudwa\\_dwesti\\_dwa@rambler.ru](mailto:zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru)

**Ермашкевич Алексей Александрович** – аспирант кафедры 202 «Ракетные двигатели»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), E-mail: [alex.ermashkevich@yandex.ru](mailto:alex.ermashkevich@yandex.ru).

**Коломенцев Александр Иванович** – кандидат технических наук, профессор; Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), кафедра 202 «Ракетные двигатели». E-mail: [a.i.kolomentsev@yandex.ru](mailto:a.i.kolomentsev@yandex.ru).

**Фаризанов Ильнур Равиатович** – инженер-конструктор 1 категории; АО «Уральский завод гражданской авиации». E-mail: [chelsea.physic@gmail.com](mailto:chelsea.physic@gmail.com).

**Belyakov Vladislav Albertovich** – post-graduate student, engineer of the Department 202 “Rocket Engines”, Moscow aviation Institute (National Research University). E-mail: [titflavii@rambler.ru](mailto:titflavii@rambler.ru).

**Vasilevsky Dmitry Olegovich** – post-graduate student of the Department 202 “Rocket Engines”, Moscow Aviation Institute (National Research University); engineer of the 1st category, Federal state enterprise “research and testing center of the rocket and space industry”. E-mail: [zudwa\\_dwesti\\_dwa@rambler.ru](mailto:zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru)

**Ermashkevich Alexey Aleksadrovich** – post-graduate student of the Department 202 “Rocket Engines”, Moscow aviation Institute (National Research University). E-mail: [alex.ermashkevich@yandex.ru](mailto:alex.ermashkevich@yandex.ru).

**Kolomentsev Alexander Ivanovich** – Cand. Sc. Professor, Professor of Department 202 “Rocket Engines”, Moscow aviation Institute (National Research University). E-mail: [a.i.kolomentsev@yandex.ru](mailto:a.i.kolomentsev@yandex.ru).

**Farizanov Ilnur Ravinatovich** – design engineer 1 categories, JSC “Ural works of civil aviation”. E-mail: [chelsea.physic@gmail.com](mailto:chelsea.physic@gmail.com).

---