

УДК 662.76.032

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-3-520-530

**Для цитирования:** Моделирование и верификация параметров рабочего процесса в газогенераторах наддува топливных баков жидкостных ракетных двигательных установок / М. Л. Шелудько, В. П. Назаров, К. О. Зенюк, Л. П. Назарова // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 3. С. 520–530. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-3-520-530.

**For citation:** Sheludko M. L., Nazarov V. P., Zenyuk K. O., Nazarova L. P. [Modeling and verification of the parameters of the working process in gas generators of fuel tank pressurization]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 3, P. 520–530. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-3-520-530.

## **Моделирование и верификация параметров рабочего процесса в газогенераторах наддува топливных баков жидкостных ракетных двигательных установок**

М. Л. Шелудько\*, В. П. Назаров, К. О. Зенюк, Л. П. Назарова

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский Рабочий», 31

\*E-mail sheludkomax@yandex.ru

*Основными требованиями, предъявляемыми к газогенераторам жидкостных ракетных двигательных установок (ЖРДУ), являются высокая стабильность работы, простота управления рабочим процессом, а также высокая работоспособность генераторного газа. Особо сложная задача – обеспечение устойчивости рабочего процесса. Кроме вероятности возникновения поперечных колебаний во внутрикамерном объеме, из-за наличия присоединенных к реакционной камере дополнительных объемов различной конфигурации и протяженности могут возникать акустические колебания сложных продольных мод. Большая часть существующих методик испытаний газогенератора носит критериально-эмпирический характер и основана на обработке экспериментальных результатов, что не всегда обеспечивает требуемую точность расчета динамических и тепловых характеристик. Необходимость экспериментально-теоретического уточнения расчетных методик термодинамических процессов газогенераторов является актуальной задачей, которая позволит существенно снизить материальные и временные затраты на эскизное проектирование, испытания и доводку современных образцов двигателей и энергосиловых установок летательных аппаратов. Поэтому расчет и анализ газогенератора жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) является важным этапом при проектировании и разработке современных образцов двигателей. При помощи метода конечных элементов программного пакета SOLID WORKS, построена модель двухзонного газогенератора наддува топливных баков ЖРДУ. Проведено исследование по моделированию рабочего процесса в газогенераторе, построена визуализация термодинамических процессов в изделии, получены числовые характеристики. Рассмотрена методика автономных стендовых (огневых) испытаний газогенераторов наддува топливных баков, методика верификации численных методов.*

*Ключевые слова:* двухзонный газогенератор, метод конечных элементов, огневые испытания, верификация расчетов.

## Modeling and verification of working process parameters in gas generators for pressurizing fuel tanks of liquid propellant rocket propulsion systems

M. L. Sheludko<sup>\*</sup>, V. P. Nazarov, K. O. Zenyuk, L. P. Nazarova

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology  
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

<sup>\*</sup>E-mail sheludkomax@yandex.ru

*The main requirements for LRE gas generators are high stability of operation ease of workflow management, as well as high efficiency of the generator gas. A particularly difficult task is to ensure the sustainability of the workflow. In addition to the probability of transverse vibrations in the in-chamber volume, due to the presence of additional volumes of various configurations and lengths attached to the reaction chamber, acoustic vibrations of complex longitudinal modes may occur. Most of the existing methods of testing a gas generator are criterion-empirical in nature and are based on the processing of experimental results, which does not always provide the required accuracy of calculating dynamic and thermal characteristics. The need for experimental and theoretical refinement of the calculation methods of thermodynamic processes of gas generators is an urgent task that will significantly reduce the material and time costs for preliminary design, testing and fine-tuning of modern models of engines and power plants of aircraft. Therefore, the calculation and analysis of the LRE gas generator is an important stage in the design and development of modern engine designs. Using the finite element method of the SOLID WORKS software package, a model of a two-zone gas generator for supercharging fuel tanks of the LRE was built. A study was conducted on modeling the workflow in a gas generator, visualization of thermodynamic processes in the product was built, numerical characteristics were obtained. The method of autonomous bench (firing) tests of gas generators of fuel tank boost, the method of verification of numerical methods is considered.*

*Keywords: Two-zone gas generator, finite element method, fire tests, verification of calculations.*

### Введение

Стабильная и бесперебойная подача жидких компонентов топлива в топливные магистрали жидкостных ракетных двигательных установок (ЖРДУ) обеспечивается специальной системой наддува топливных баков летательных аппаратов (в частности, баллистических ракет и космических ракет-носителей). Величина давления наддува баков обычно определяется из условия бескавитационной работы насосов турбонасосных агрегатов (ТНА), прочности и устойчивости оболочек баков. Давление компонентов топлива на входе в насосы двигателя  $P_{вх}$  складывается из давления столба жидкости  $P_{ст}$  и абсолютного давления в баке над свободной поверхностью жидкости  $P_б$ . Учитывая потери давления  $\Delta P_{вх}$  в трубопроводах и арматуре, расположенной на магистралях от баков до насосов, получим следующее выражение:

$$P_{вх} = P_б + P_{ст} - \Delta P_{вх}. \quad (1)$$

Во время полета ракеты  $P_{ст}$  будет изменяться в соответствии с законом движения ракеты по заданной траектории, при этом величина  $P_{вх}$  должна поддерживаться постоянной.

Для вытеснения жидких компонентов из баков в газовые подушки баков подается горячий газ-вытеснитель, который во многих жидкостных ракетных двигателях (ЖРД) создается в специальных двухкомпонентных жидкостных газогенераторах (ЖГГ), которые называются газогенераторами наддува. Наиболее рациональным считается применение в газогенераторах наддува компонентов топлива, одинаковых с топливом в основной (тяговой) камере ЖРД.

Однако эти топлива при сгорании с соотношением расходов, близких к стехиометрическому, развивают высокую температуру, недопустимую для подачи в топливные баки. Поэтому

в газогенераторах наддува рабочий процесс должен быть организован таким образом, чтобы один из компонентов своим избытком балластировал топливную смесь и тем самым понижал температуру горения.

Допустимая для наддува баков температура газа достигается избытком окислителя ( $\alpha > 1$ ) или избытком горючего ( $\alpha < 1$ ). Поэтому газ, полученный при  $\alpha > 1$  (окислительный газ), подается для наддува бака окислителя, газ, полученный при  $\alpha < 1$  (восстановительный газ), подается в бак горючего [1].

Результаты термодинамического расчета при малых и больших значениях соотношения компонентов  $\alpha$  часто не согласуются с экспериментальными данными. Объясняется это тем, что химическое равновесие при относительно низких температурах не успевает устанавливаться и имеет место большая неоднородность состава и температуры продуктов сгорания в объеме камеры газогенератора.

Для двухкомпонентных газогенераторов наддува топливных баков целесообразно применять самовоспламеняющиеся топлива. Однако и в этом случае организация надежного воспламенения и устойчивого горения при больших избытках одного из компонентов топлива представляет большие трудности. Поэтому, помимо схемы прямого смешения компонентов топлива с нужным  $\alpha$  в зоне головки, имеются и другие, ставящие целью более надежную и устойчивую работу камеры [2].

Одной из возможных схем является двухступенчатый подвод топлива в камеру, изображенный на рис. 1. Здесь в зону I головки подается горючее и окислитель, в соотношении, надежно обеспечивающем воспламенение и устойчивое горение, т. е. близком к стехиометрическому. Через дополнительный пояс в зону II подается необходимый для соответствующего понижения температуры избыток одного из компонентов (в зависимости от типа газогенератора).

При этом происходит комплекс взаимосвязанных термогазодинамических процессов: распыление, испарение, смешение, тепломассообмен в двухфазном потоке, участие в химических реакциях дополнительно впрыснутого компонента.

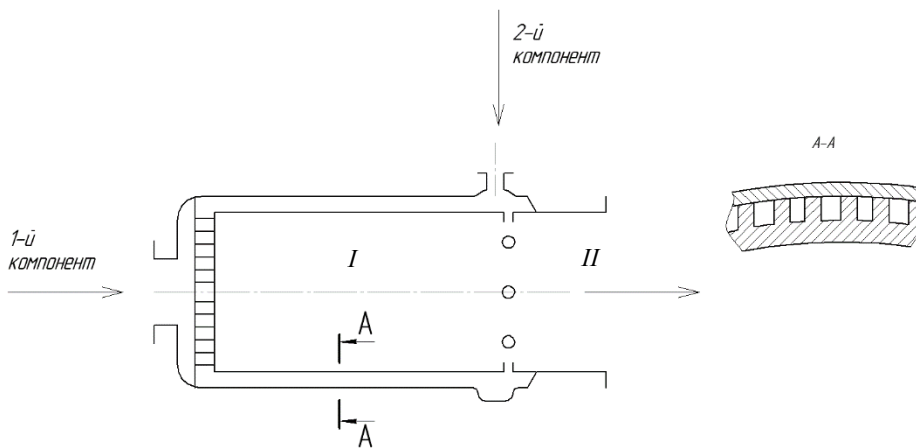


Рис. 1. Схема двухступенчатой подачи топлива в газогенератор

Fig. 1. Diagram of two-stage fuel supply to the gas generator

Следует отметить, что термодинамические показатели генерируемого этим способом газа на выходе из камеры будут отличаться от таковых для газа, полученного при том же общем значении  $\alpha$  в одноступенчатой схеме. Для расчета схемы с двухступенчатым подводом топлива необходимы экспериментальные данные о сложном процессе испарения и частичного сгорания избыточного компонента, а также о степени равновесности итогового состава газовой смеси. Теоретическое предсказание состава и температуры газа при использовании сложных углеводородных топлив затруднительно.

Недостатком рассмотренного способа, кроме усложнения конструкции, является трудность получения равномерного поля температуры на выходе из камеры генератора. Возможны также местные пики температур и давления газа.

Таким образом, задачей настоящей работы является моделирование течения рабочего тела в газогенераторе, получение распределения градиентов температур и предложение методики автономных стендовых испытаний газогенераторов ЖРДУ для верификации данных.

### Методика исследования

Для моделирования рабочего процесса использовалось программное обеспечение *SOLIDWORKS* с добавлением пакета Flow Simulation, который обеспечивает построение модели течения рабочего тела в полости модели газогенератора с учетом теплофизических характеристик. Объектом исследования является двухзонный газогенератор наддува топливных баков ЖРДУ. Создана 3D-модель газогенератора (рис. 2) по алгоритмам трехмерного твердотельного моделирования [3].

Задание начальных параметров выбиралось исходя из определения давления в газогенераторе. А также с учетом материала и свойств рабочего тела.

Давление в газогенераторе определяется следующей формулой:

$$p_{гг} = \dot{m}_T \cdot \varphi_{гг} \cdot \beta_{гг} / F_{кр.г}, \quad (2)$$

где  $\dot{m}_T$  – массовый расход компонентов топлива;  $\varphi_{гг} = \frac{T_{12}^* - T_0}{T_1 - T_0}$  – коэффициент, характеризующий потери в сопле;  $\beta_{гг}$  – расходный комплекс;  $F_{кр.г}$  – площадь критического сечения в газогенераторе.

В ходе расчетов, для их точности, будет учтен каждый из параметров, входящий в данную формулу [4].

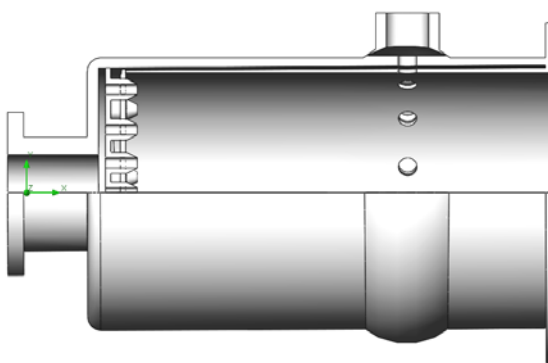


Рис. 2. Геометрическая модель газогенератора

Fig. 2. Geometric model of the gas generator

В качестве материала внутренней стенки использована сталь 12X18H10T. Для оценки тепловых параметров твердого тела выбрано среднее рабочее давление в камере сгорания, равное 11МПа и температура 548 К.

В проекте Flow Simulation выбраны следующие параметры. Тип задачи определялся внутренней средой. Обязательным условием для решения задачи с учетом теплопроводности является выбор опции «теплопроводность в твердых телах». Следующий шаг – выбор типа текучей среды и определение характеристики течения, в нашем случае течение смешанное. В системе «жидкость – тело» границы тела определяют поверхность, ограничивающую область распространения жидкости, т. е. границы тела модели являются граничными условиями для системы

«жидкость – тело». Тепловое условие на внешней стенке по умолчанию задано коэффициентом теплоотдачи  $25\text{W/m}^2 \cdot \text{K}$  и температурой окружающей среды  $20,05\text{ }^\circ\text{C}$ .

Граничными условиями являются скорость входящего потока и статическое давление на выходе из расчетной области. На входных отверстиях задано граничное условие – скорость потока =  $0,2\text{ м/с}$ . Следующий этап решения этой задачи – добавление источника тепла. Для этого зададим объемный тепловой источник – тепловую мощность  $2000\text{ Вт}$  нагревательному элементу. Входные данные проекта исследования представлены на рис. 3.

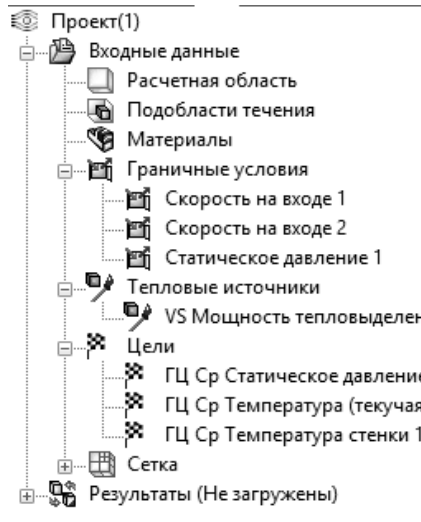


Рис. 3. Входные данные проекта

Fig. 3. Project input data

Таким образом, в результате расчета будут определены значения температуры рабочего и твердого тела. Все основные этапы для решения «внутренней» задачи выполнены.

Методика, представленная в данной работе, дает полную оценку термодинамических параметров в ходе рабочего процесса в газогенераторе.

В результате расчета получены не только численные значения температуры газа, но и на их основе построены градиенты распределения температуры на внутренней стенке камеры сгорания газогенератора (рис. 4).

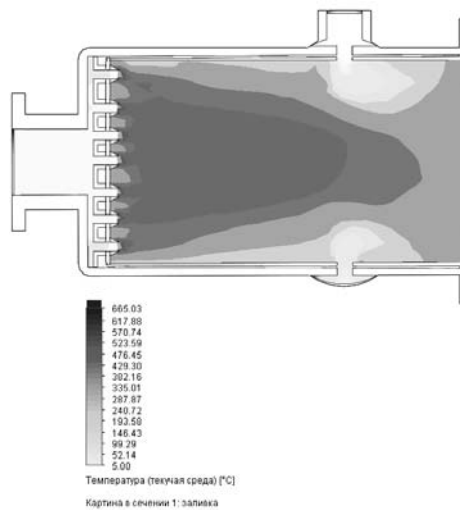


Рис. 4. Градиенты распределения температур

Fig. 4. Temperature distribution gradient

В зависимости от задания целей проекта, программный комплекс позволяет определить температуру в любой точке модели.

На градиенте распределения отчетливо виден характер нагрева рабочего тела относительно стенок, которые охлаждаются подводом второго компонента.

### Показатели процесса газогенерации

Любое численное моделирование должно быть подтверждено или опровергнуто в ходе эксперимента. В данной работе предлагается методика для верификации данных с использованием автономных стендовых испытаний газогенератора ЖРДУ и дальнейшим сравнением значений, полученных при испытаниях со значениями, полученными при численном моделировании.

Назначение процесса газогенерации состоит в приготовлении такого количества рабочего тела (газа) определенных параметров, с помощью которого можно выполнить требующуюся для данной задачи суммарную работу  $L_{\Sigma}$  [5]. При этом будет использовано следующее количество компонентов топлива:

$$M_{\text{кт}} = \frac{L_{\Sigma}}{\eta_{\text{г}} L_{\text{уд}}}, \quad (3)$$

где  $L_{\text{уд}}$  – теоретическая удельная работа, которую может произвести 1 кг топлива;  $\eta_{\text{г}}$  – КПД использования топлива в газогенераторе.

Требуемый секундный суммарный расход компонентов топлива на процесс газогенерации, при условии постоянства расхода по времени, составит

$$\dot{m}_{\text{кт}} = \frac{M_{\text{кт}}}{\tau} = \frac{L_{\Sigma}}{\tau \eta_{\text{г}} L_{\text{уд}}}, \quad (4)$$

где  $\tau$  – время работы газогенератора в составе летательного аппарата.

Относительный расход топлива, затрачиваемого на процесс газогенерации, равен

$$\varepsilon = \frac{\dot{m}_{\text{кт}}}{\dot{m}} = \frac{L_{\Sigma}}{\tau \dot{m} \eta_{\text{г}} L_{\text{уд}}}, \quad (5)$$

где  $\dot{m}$  – секундный расход топлива, подаваемого в основные камеры ЖРД.

Относительный расход  $\varepsilon$  является характеристикой экономичности системы газогенерации.

Работа, необходимая для вытеснения топлива из бака объемом  $V_6$  при давлении  $p_6$ , составит

$$L_{\Sigma} = p_6 V_6. \quad (6)$$

Теоретическая удельная работа 1 кг газа при данных условиях в газогенераторе равна

$$L_{\text{уд}} = (pv)_{\text{г}} = R_{\text{г}} T_{\text{г}}, \quad (7)$$

где  $R_{\text{г}}$ ,  $T_{\text{г}}$  – удельная газовая постоянная и температура газа.

Выполнив подстановку выражений (6) и (7) в формулу (5), получим

$$\varepsilon = \frac{p_6 V_6}{\tau \dot{m} \eta_{\text{г}} R_{\text{г}} T_{\text{г}}}. \quad (8)$$

Из формулы следует, что важными характеристиками для процесса газогенерации являются КПД использования топлива в газогенераторе  $\eta_{\text{г}}$ , удельная газовая постоянная  $R_{\text{г}}$  и температура газа  $T_{\text{г}}$ . Чем больше эти величины, тем меньше относительный расход топлива на процесс газогенерации.

### Технология огневых испытаний

Методика и технология огневых испытаний газогенераторов определяется конкретной конструкцией ЖГТ и компонентами топлива. В данной статье рассматривается методика, разработанная на испытательном комплексе одного из предприятий ракетно-космической промышленности. Компоненты топлива – НДМГ (горючее) и  $N_2O_4$  (окислитель).

Стенды для автономных огневых испытаний газогенераторов состоят из топливных баков, трубопроводов и запорной арматуры, обеспечивающей выполнение циклограммы изменения режимов работы. Устройство и принцип действия элементов стенда аналогичны используемым на стендах для огневых испытаний ЖРД [6].

По значениям секундных объемных расходов компонентов  $\dot{V}_{гг1}$ ,  $\dot{V}_{гг2}$  и  $\dot{V}_{ог1}$ ,  $\dot{V}_{ог2}$ , измеренным турбинными датчиками типа ТДР, рассчитывают секундные массовые расходы с использованием известных данных о плотности жидкостей  $\rho_g$ ,  $\rho_o$  [7; 8]. В общем случае массовый расход определяется формулой

$$\dot{m} = \dot{V}\rho, \quad (9)$$

где  $\dot{V} = \frac{\dot{V}_1 + \dot{V}_2}{2}$  – среднее измеренное значение расхода [9].

При испытании измеряются параметры, которые представлены в таблице.

Измеряемые параметры при огневых испытаниях газогенератора

Наименование параметра	Обозначение	Тип датчика	Предельная погрешность, %
1. Давление наддува бака горючего	$p_{бгг}$	ДТМ, ДТ	1,0
2. Давление наддува бака окислителя	$p_{бог}$	ДТМ, ДТ	1,0
3. Давление горючего на входе в газогенератор	$p_{гг}$	ДДВ	0,25
4. Давление окислителя на входе в газогенератор	$p_{ог}$	ДДВ	0,25
5. Давление в камере сгорания газогенератора	$p_{кг}$	ДТМ, ДТ	1,0
6. Секундный расход горючего через газогенератор	$\dot{V}_{гг1}, \dot{V}_{гг2}$	ТДР	1,0
7. Секундный расход окислителя через газогенератор	$\dot{V}_{ог1}, \dot{V}_{ог2}$	ТДР	1,0
8. Температура горючего на входе в газогенератор	$T_{гг}$	Термометр сопротивления	1,0
9. Температура окислителя на входе в газогенератор	$T_{ог}$	Термометр сопротивления	1,0
10. Давление газа в потоке после газогенератора (в имитаторе магистрали наддува)	$p_0$	ДТМ, ДТ	1,0
11. Температуры газа в потоке в выходном сечении	$T_{01}, T_{02}, T_{03}$	Термометр сопротивления	1,0

Измеренные в процессе испытания и рассчитанные параметры приводят к нормальным условиям, заданным конструкторской документацией, по формулам приведения:

1) расходы компонентов топлива через газогенератор

$$\dot{m}_{гг пр} = \dot{m}_{гг} \sqrt{\frac{(p_{гг ном} - p_{кг ном})}{(p_{гг} - p_{кг})}}, \quad \dot{m}_{ог пр} = \dot{m}_{ог} \sqrt{\frac{(p_{ог ном} - p_{кг ном})}{(p_{ог} - p_{кг})}}, \quad (10)$$

где  $p_{ном}$  – номинальные значения давлений, заданные конструкторской документацией;

2) температура газа в потоке

$$T_{\text{пр}} = T_{\text{ср}} \left( \frac{P_{\text{о.ном}}}{P_0} \right)^{\frac{n-1}{n}}, \quad (11)$$

где  $n$  – показатель политропы газогенераторного газа;  $T_{\text{ср}}$  – средняя температура в потоке, рассчитанная по результатам испытаний

$$T_{\text{ср}} = \frac{T_{01} + T_{02} + T_{03}}{3}. \quad (12)$$

Для оценки работоспособности газогенератора определяют:

1) суммарное значение приведенных расходов

$$\dot{m}_{\Sigma \text{пр}} = \dot{m}_{\text{гг пр}} + \dot{m}_{\text{ог пр}}. \quad (13)$$

Эта величина является определяющей для оценки работоспособности газогенератора, так как характеризует его производительность [10; 11];

2) равномерность температурного поля в сечении потока через отклонения температур  $T_{01}$ ,  $T_{02}$ ,  $T_{03}$  от средней температуры в потоке  $T_{\text{ср}}$ , используя  $|T_{0i} - T_{\text{ср}}| \leq \Delta T_{\text{ТУ}}$  [12–14];

3) соответствие результатов испытаний интервалу допустимых значений, регламентируемых конструкторской документацией,

$$\dot{m}_{\Sigma \text{пр}} = (\dot{m}_{\Sigma} \pm \Delta \dot{m}_{\Sigma})_{\text{ТУ}}; |T_{0i} - T_{\text{ср}}| \leq \Delta T_{\text{ТУ}}. \quad (14)$$

### Заключение

Стендовые огневые испытания ЖРДУ и их агрегатов относят к процессам повышенной опасности [15], так как они связаны с производственной вредностью и возможностью травматизма, поэтому при проектировании конструкций и систем стенда, составлении программ и проведении испытаний уделяют особое внимание вопросам промышленной безопасности с целью исключения возникновения аварийных ситуаций на стенде [16]. Предложенная методика численного моделирования рабочего процесса методом конечных элементов в пакете Flow Simulation программного обеспечения Solid Works позволит, не прибегая к постоянным стендовым испытаниям, минуя факторы опасности и снизив затраты, получить значения исследуемых параметров. Результат позволит снизить вероятность ошибок, допущенных при проектировании, и не допустить возникновения отрицательных показателей при огневых испытаниях.

Однако нельзя полностью исключать эмпирический подход к исследованию рабочего процесса в газогенераторе. Сделав определенные заключения на основе численных методов, следует перейти к этапу стендовых (огневых) испытаний. Особенности автономных стендовых испытаний газогенераторов наддува топливных баков также описаны в ходе работы.

Таким образом, результаты автономных огневых испытаний позволяют сделать заключение о работоспособности газогенератора системы наддува топливных баков в части производительности и эффективности энергетических параметров.

### Библиографические ссылки

1. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей / под ред. акад В. П. Глушко. М. : Машиностроение, 1980. 533 с.
2. Численное исследование рабочего процесса в восстановительном газогенераторе кислород-метанового ЖРД разгонного блока / Д. А. Ягодников и др. //Аэрокосмический научный журнал. 2015. № 5. С. 12–25.



3. Космические аппараты и технологии / З. А. Казанцев, А. М. Ерошенко, Л. А. Бабкина, А. В. Лопатин // Космические аппараты и технологии. 2021. Т. 5. № 3. С. 121–136.
4. Стриженко П. П., Барсуков О. А. Результаты огневых испытаний окислительного газогенератора ЖРД 11Д58МФ // Вестник Самарского гос. аэрокосмич. ун-та им. акад. С. П. Королёва (нац. исслед. ун-та). 2014. № 5–3 (47). С. 167–175.
5. Бирюков В. И., Назаров В. П., Царапкин Р. А. Экспериментальная и аналитическая оценка устойчивости рабочего процесса в камерах сгорания и газогенераторах жидкостных ракетных двигателей // Решетневские чтения. 2017. № 21–1. С. 197–199.
6. Яцуненко В. Г., Назаров В. П., Коломенцев А. И. Стендовые испытания жидкостных ракетных двигателей. Красноярск, 2016. 248 с.
7. Беляев Е. Н., Воробьев А. Г. Влияние процессов заполнения смесительных головок газогенераторов на динамику бесстартерного запуска жидкостного ракетного двигателя // Сибирский аэрокосмический журнал. 2018. Т. 19, № 3. С. 469–481.
8. Кузьменко И. А., Яковлев А. Б. Расчет статической характеристики системы подачи унитарного топлива в газогенератор жидкостного ракетного двигателя // Омский науч. вестник. 2018. № 6 (162). С. 15–18.
9. Optimization of system parameters for liquid rocket engines with gas-generator cycles / G. Cai et al. // Journal of Propulsion and Power. 2010. Vol. 26, No. 1. P. 113–119. DOI: 10.2514/1.40649.
10. Moon I. S., Moon I. Y., Lee S. Y. A Study on the Exhaust Gas Created by Staged Combustion and Gas Generator Cycle LRE by Using CEA // Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers Conference. The Korean Society of Propulsion Engineers, 2011. С. 863–866 [Электронный ресурс]. URL: [www.koreascience.or.kr/article/CFKO201132164220516.pdf](http://www.koreascience.or.kr/article/CFKO201132164220516.pdf).
11. Karimi H., Nassirharand A., Zanj A. Integration of modeling and simulation of warm pressurization and feed systems of liquid propulsion systems // Acta Astronautica. 2011. Vol. 69, No. 5–6. P. 258–265. DOI: 10.1016/j.actaastro.2011.03.021.
12. Seo S., Kim S. K., Choi H. S. Combustion dynamics and stability of a fuel-rich gas generator // Journal of Propulsion and Power. 2010. Vol. 26, No. 2. P. 259–266. DOI: 10.2514/1.46568.
13. Modelling, simulation, and optimization of a hot pressurization system for a liquid propellant space engine and comparison with experimental results / A. Zanj et al. // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2010. Vol. 224, No. 10. P. 1141–1150. DOI: 10.1243/09544100JAERO726.
14. Simulation and experimental study of a single fixed-bed model of nitrogen gas generator working by pressure swing adsorption / P. V. Chinh et al. // Processes. 2019. Vol. 7, No. 10. P. 654. DOI: 10.3390/pr7100654.
15. Green gelled propellant highly throttleable rocket motor and gas generator technology: status and application / P. C. Pinto et al. // Progress in Propulsion Physics. 2019. Vol. 11. P. 91–130. DOI: 10.1051/eucass/201911091.
16. Kwak H. D., Kwon S., Choi C. H. Performance assessment of electrically driven pump-fed LOX/kerosene cycle rocket engine: Comparison with gas generator cycle // Aerospace Science and Technology. 2018. Vol. 77. P. 67–82. DOI: 10.1016/j.ast.2018.02.033.

## References

1. Aemasov V. E., Dregalin A. F., Tishin A. P. *Teoriya raketnykh dvigateley* [Theory of rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980, 533 p.
2. Yagodnikov D. A. et al. [Numerical study of the working process in the reducing gas generator of the oxygen-methane liquid propellant booster unit]. *Aerokosmicheskiy nauchnyy zhurnal*. 2015, No. 5, P. 12–25 (In Russ.).

3. Kazantsev Z. A., Eroshenko A. M., Babkina L. A., Lopatin A. V. [Spacecraft and technologies]. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii. Uchrediteli: Tekhnologicheskaya platforma" Natsional'naya informatsionnaya sputnikovaya sistema*. 2021, Vol. 5, No. 3, P. 121–136 (In Russ.).
4. Strizhenko P. P., Barsukov O. A. [Results of fire tests of the oxidizing gas generator LRE 11D58MF]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika SP Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta)*. 2014, No. 5–3 (47), P. 167–175 (In Russ.).
5. Biryukov V. I., Nazarov V. P., Tsarapkin R. A. [Experimental and analytical assessment of the stability of the working process in combustion chambers and gas generators of liquid rocket engines]. *Reshetnevskie chteniya*. 2017, No. 21–1, P. 197–199 (In Russ.).
6. Yatsunenkov V. G., Nazarov V. P., Kolomentsev A. I. *Stendovye ispytaniya zhidkostnykh raketnykh dvigateley: uchebnoe posobie*[Bench tests of liquid rocket engines: textbook]. Krasnoyarsk, 2016, 248 p.
7. Belyaev E. N., Vorob'ev A. G. [Influence of filling processes of mixing heads of gas generators on the dynamics of a starter-free launch of a liquid rocket engine]. *Sibirskiy aerokosmicheskii zhurnal*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 469–481 (In Russ.).
8. Kuz'menko I. A., Yakovlev A. B. [Calculation of the static characteristics of the unitary fuel supply system in the gas generator of a liquid rocket engine]. *Omskiy nauchnyy vestnik*. 2018, No. 6 (162), P. 15–18 (In Russ.).
9. Cai G. et al. Optimization of system parameters for liquid rocket engines with gas-generator cycles. *Journal of Propulsion and Power*. 2010, Vol. 26, No. 1, P. 113–119. DOI: 10.2514/1.40649.
10. Moon I. S., Moon I. Y., Lee S. Y. [A Study on the Exhaust Gas Created by Staged Combustion and Gas Generator Cycle LRE by Using CEA]. *Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers Conference*. The Korean Society of Propulsion Engineers, 2011, P. 863–866. Available at: <https://www.koreascience.or.kr/article/CFKO201132164220516.pdf>.
11. Karimi H., Nassirharand A., Zanj A. Integration of modeling and simulation of warm pressurization and feed systems of liquid propulsion systems. *Acta Astronautica*. 2011, Vol. 69, No. 5–6, P. 258–265. DOI: 10.1016/j.actaastro.2011.03.021.
12. Seo S., Kim S. K., Choi H. S. Combustion dynamics and stability of a fuel-rich gas generator. *Journal of Propulsion and Power*. 2010, Vol. 26, No. 2, P. 259–266. DOI: 10.2514/1.46568.
13. Zanj A. et al. Modelling, simulation, and optimization of a hot pressurization system for a liquid propellant space engine and comparison with experimental results. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2010, Vol. 224, No. 10, P. 1141–1150. DOI: 10.1243/09544100JAERO726.
14. Chinh P. V. et al. Simulation and experimental study of a single fixed-bed model of nitrogen gas generator working by pressure swing adsorption. *Processes*. 2019, Vol. 7, No. 10, P. 654. DOI: 10.3390 / pr7100654.
15. Pinto P. C. et al. Green gelled propellant highly throttleable rocket motor and gas generator technology: status and application. *Progress in Propulsion Physics*. 2019, Vol. 11, P. 91–130. DOI: 10.1051 / eucass /201911091.
16. Kwak H. D., Kwon S., Choi C. H. Performance assessment of electrically driven pump-fed LOX kerosene cycle rocket engine: Comparison with gas generator cycle. *Aerospace Science and Technology*. 2018, Vol. 77, P. 67–82. DOI: 10.1016 / j.ast.2018.02.033.

**Шелудько Максим Леонидович** – студент; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: sheludkomax@yandex.ru.

**Назаров Владимир Павлович** – заведующий кафедрой двигателей летательных аппаратов, профессор; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: nazarov@mail.sibsau.ru.

**Зенюк Константин Олегович** – студент; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: konstantin.zenyuk@yandex.ru.

**Назарова Лариса Петровна** – доцент кафедры технической механики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: nazarova@mail.sibsau.ru.

**Sheludko Maxim Leonidovich** – student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: sheludkomax@yandex.ru.

**Nazarov Vladimir Pavlovich** – Head of the Department of DLA, Professor; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: nazarov@mail.sibsau.ru.

**Zenyuk Konstantin Olegovich** – student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: konstantin.zenyuk@yandex.ru.

**Nazarova Larisa Petrovna** – Associate Professor of the Department of Technical Mechanics; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: nazarova@mail.sibsau.ru.

---