

УДК 621.454.2

Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-1-83-93

Для цитирования: Журавлев В. Ю., Манохина Э. С., Толстопятов М. И. Проектирование и испытания форсунок, изготовленных методами аддитивных технологий, для жидкостного ракетного двигателя малой тяги // Сибирский аэрокосмический журнал. 2025. Т. 26, № 1. С. 83–93. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-1-83-93.

For citation: V. Y. Zhuravlev, E. S. Manokhina, M. I. Tolstopyatov [Design and testing of injectors manufactured using additive technologies for a low-thrust liquid rocket engine]. *Siberian Aerospace Journal*. 2025, Vol. 26, No. 1, P. 83–93. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-1-83-93.

Проектирование и испытания форсунок, изготовленных методами аддитивных технологий, для жидкостного ракетного двигателя малой тяги

В. Ю. Журавлев, Э. С. Манохина*, М. И. Толстопятов

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
*E-mail: xim96@inbox.ru

Аннотация. Современные жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) представляют собой сложные инженерные конструкции, к которым предъявляются очень высокие требования по эффективности, надёжности и экономичности. Для подтверждения характеристик разрабатываемых изделий необходим комплекс испытаний опытных образцов, позволяющий проверить их работоспособность в условиях, приближенных к реальным. В рамках данной работы был проведён термодинамический расчёт контура камеры ЖРДМТ для топливных компонентов, таких как жидкий керосин и газообразный кислород.

Методика расчёта форсунок, использованная в работе, основана на применении критериев подобия. Это позволяет осуществлять переход от малогабаритных форсунок к форсункам, пригодным для испытаний в полномасштабных условиях, включая стендовые испытания с использованием метода «гидропролив». Для проведения испытаний была создана специализированная испытательная установка, позволяющая тестировать форсунки, изготовленные с применением современных аддитивных технологий, таких как 3D-печать из полимерных материалов. Это не только снижает стоимость создания прототипов, но и ускоряет процесс тестирования.

Испытания форсунок на стенде играют ключевую роль в проверке их работоспособности. Этот метод испытаний позволяет исследовать поведение форсунок в условиях, максимально приближенных к эксплуатационным. В рамках данного исследования использовались форсунки, изготовленные с применением аддитивных технологий из полимерного пластика. Применение таких материалов на начальных этапах тестирования позволило сократить затраты и временные ресурсы на производство опытных образцов. Во время испытаний форсунки подвергались воздействию жидкости под заданным перепадом давления, что позволяло оценить их работоспособность, равномерность распределения топлива.

Результаты проведённых испытаний продемонстрировали высокую степень соответствия теоретических расчётов с фактическими данными. Форсунки показали устойчивую работу, соответствующую расчетным характеристикам, а также доказали свою пригодность для дальнейших этапов разработки. Применение аддитивных технологий при изготовлении форсунок подтвердило свою эффективность, позволив сократить цикл создания прототипов и снизить затраты на их производство. Кроме того, методика «гидропролива» показала себя как надёжный способ проверки и верификации рабочих характеристик форсунок, что является важным этапом на пути к их внедрению в реальную эксплуатацию. Таким образом, предложенная методика, включающая использование критериев подобия и аддитивных технологий, позволяет существенно упростить процесс разработки и испытаний, повысить их точность и приблизить к реальным условиям эксплуа-

тации. Это особенно важно для повышения надёжности и качества конечных изделий, используемых в ракетно-космической технике, что способствует снижению рисков при эксплуатации.

Ключевые слова: смесеобразование, смесительная головка, жидкостной ракетный двигатель, двигатель малой тяги, испытания.

Design and testing of injectors manufactured using additive technologies for a low-thrust liquid rocket engine

V. Y. Zhuravlev, E. S. Manokhina*, M. I. Tolstopyatov

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
*E-mail: xim96@inbox.ru

Abstract. Modern liquid rocket engines of low thrust (LRELT) represent complex engineering structures, which are subject to very high requirements in terms of efficiency, reliability, and cost-effectiveness. To confirm the characteristics of the developed designs, a comprehensive set of tests for prototype samples is required, allowing their operability to be verified under conditions close to real-life operation. As part of this work, a thermodynamic calculation of the LRELT chamber for fuel components such as liquid kerosene and gaseous oxygen was conducted. The injector calculation method used in this work is based on the application of similarity criteria. This allows the transition from small-scale injectors to those suitable for full-scale testing, including stand tests using the “hydroflush” method.

For testing, a specialized test rig was created, allowing the testing of injectors manufactured using modern additive technologies, such as 3D printing from polymer materials. This not only reduces the cost of creating prototypes but also accelerates the testing process. The injector tests on the stand play a crucial role in verifying their operability. This testing method allows studying the behavior of injectors in conditions as close to operational as possible. In this study, injectors manufactured using additive technologies from polymer plastic were used. The use of such materials in the early stages of testing helped to reduce costs and time resources for producing prototype samples. During the tests, the injectors were subjected to liquid at a specified pressure differential, which allowed their operability and fuel distribution uniformity to be assessed.

The results of the tests demonstrated a high degree of correlation between theoretical calculations and actual data. The injectors showed stable operation corresponding to the calculated characteristics, and also proved their suitability for further development stages. The use of additive technologies in the manufacturing of the injectors confirmed its effectiveness, allowing the prototype production cycle to be shortened and costs reduced. Moreover, the “hydroflush” method proved to be a reliable means of verifying and validating the working characteristics of the injectors, which is an important step toward their implementation in real-world operations.

Thus, the proposed methodology, which includes the use of similarity criteria and additive technologies, significantly simplifies the process of development and testing, improves accuracy, and brings the results closer to real operating conditions. This is especially important for increasing the reliability and quality of final products used in rocket and space technology, contributing to a reduction in operational risks.

Keywords: mixing, mixing head, liquid rocket engine, low-thrust engine, testing.

Введение

В последние годы наблюдается значительное развитие технологий производства жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) [1–4], особенно малой тяги, которые находят широкое применение в аэрокосмической отрасли. Совершенствование этих двигателей требует не только разработки новых конструкций, но и модернизации существующих стендов для их испытаний. Использование стенда для учебно-демонстрационных занятий также позволит повысить качество подготовки

студентов, обучающихся по данному направлению. Одним из таких стендов является испытательный комплекс СибГУ им. М. Ф. Решетнева [5], предназначенный для огневых испытаний ракетных двигателей с такими компонентами, как «газообразный кислород» и «газообразный метан». Несмотря на успешное функционирование данного стенда, появилась необходимость в его модернизации для испытаний ракетных двигателей, работающих на компонентах «жидкий керосин» и «газообразный метан». Основной причиной этого является необходимость обеспечения более качественного охлаждения камеры двигателя, что в перспективе позволит увеличить время работы двигателя и обеспечит более высокое сопротивление камеры воздействию высокой температуры продуктов сгорания.

В рамках модернизации стенда для огневых испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРД МТ), предназначенных для работы на жидком керосине и газообразном метане, была проведена серия термодинамических расчетов камеры двигателя. Целью этих расчетов было определение геометрических параметров действительного соотношения компонентов топлива и их массовый расход, а также температур продуктов сгорания и удельного импульса. Термодинамический расчет осуществлен с помощью методики [6; 7], исходные данные для выполнения расчета и основные полученные результаты представлены в табл. 1. Газодинамический контур и трехмерная модель камеры двигателя, полученной в ходе расчета, представлены на рис. 1 и 2.

Таблица 1

Смесительная головка, спроектированная с учетом изготовления методом 3D-печати

<i>Исходные данные</i>	
Окислитель	O ₂
Горючее	T1
Давление в камере	1 МПа
Давление на срезе сопла	0,00084 МПа
Давление наружное	0,00001 МПа
Тяга	200 Н
<i>Результаты расчетов</i>	
Массовый расход	0,062 кг/с
Расход горючего	0,02 кг/с
Расход окислителя	0,042 кг/с
Температура в КС	3256 К
Температура на срезе сопла	1026 К
Удельный импульс	3480 м/с
Коэффициент избытка окислителя в ядре КС	0,909
Коэффициент избытка окислителя для пристеночного слоя	0,07
Средний коэффициент избытка окислителя	0,6

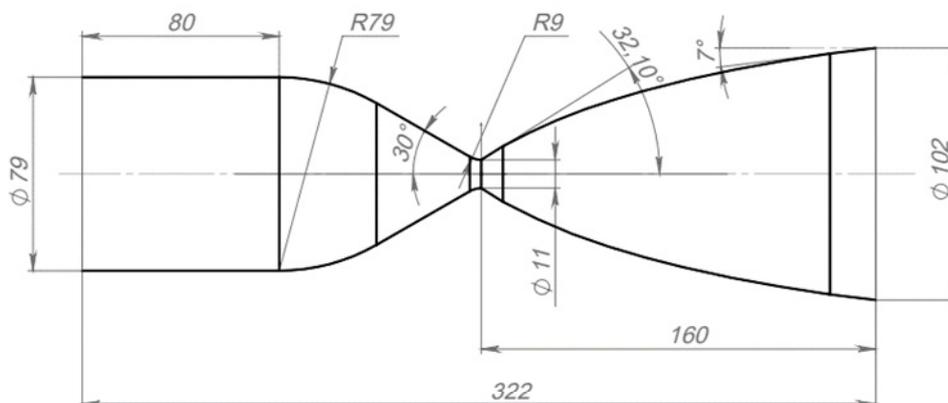


Рис. 1. Газодинамический контур камеры двигателя

Fig. 1. Gas-dynamic circuit of the engine chamber

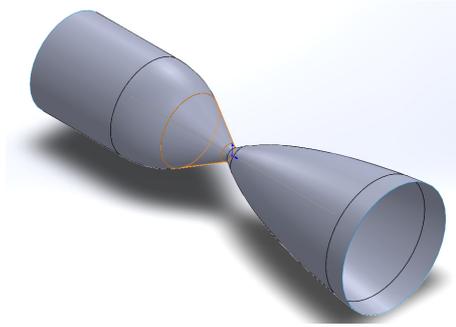


Рис. 2. 3D-модель камеры двигателя
Fig. 2. 3D model of the engine chamber

Постановка задачи

Проектирование новой смесительной головки для ЖРД является критически важным этапом, поскольку от эффективности смешивания компонентов топлива зависит стабильность и эффективность работы двигателя. Основная задача смесительной головки – обеспечить равномерное смешивание жидкого керосина и газообразного метана, что позволяет достичь полного и эффективного сгорания топлива. Наиболее важные и сложные процессы в двигателе протекают в камере сгорания. Их характер определяется топливом и смесительной головкой. В качестве прототипа для смесительной головки использована камера ЖРД МТ, работающая на компонентах «газообразный метан – газообразный кислород» [1–4], что позволило свести задачу о проектировании смесительной головки к задаче проектирования форсунки горючего – жидкий керосин.

В качестве форсунки горючего выбрана однокомпонентная центробежная форсунка с тангенциальным подводом компонента. Схема форсунки с основными обозначениями представлена на рис. 3.

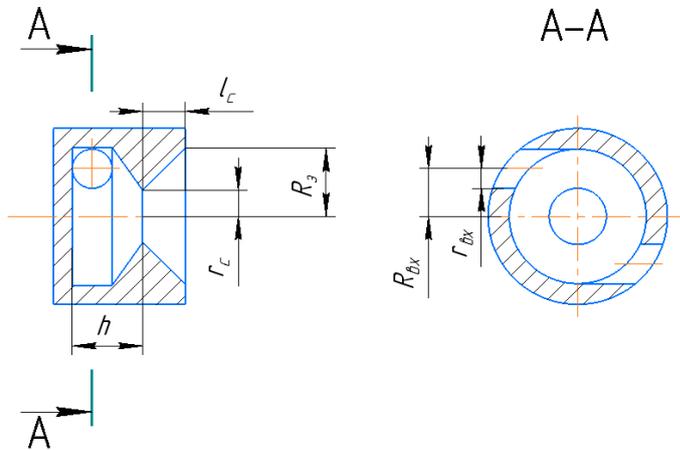


Рис. 3. Расчетная схема форсунки горючего
Fig. 3. Design diagram nozzle

При проектировании однокомпонентной форсунки учитывались различные углы раскрытия факела 2α , перепады давления ΔP , геометрическая характеристика форсунки A :

$$A = \frac{R_{\text{вх}} r_c}{i_{\text{вх}} r_{\text{вх}}^2}$$

Коэффициент расхода форсунки μ :

$$\mu = \varphi \sqrt{\frac{\varphi}{2 - \varphi}}$$

где φ – коэффициент живого сечения сопла форсунки:

$$\varphi = 1 - \frac{r_{\text{ж}}^2}{r_{\text{с}}^2} = \frac{1}{\left(\sqrt[3]{\frac{A_3}{2\sqrt{2}} + \sqrt{\frac{A_3^2}{8} - \frac{1}{27}}} + \sqrt[3]{\frac{A_3}{2\sqrt{2}} - \sqrt{\frac{A_3^2}{8} - \frac{1}{27}}} \right)}.$$

Эквивалентная геометрическая характеристика форсунки, учитывающая влияние вязкости реальной жидкости,

$$A_3 = \frac{A}{1 + \frac{\lambda}{2} R_{\text{вх}} (R_{\text{вх}} + d_{\text{вх}} - r_{\text{с}})},$$

где λ – коэффициент трения, определяемый при условиях на входе в форсунку.

Коэффициент трения при условиях на входе в форсунку λ определяется с помощью эмпирической зависимости:

$$\lg \lambda = \frac{25,8}{(\lg R_{\text{вх}})^{2,58}} - 2.$$

Число Рейнольдса на входе в форсунку:

$$Re_{\text{вх}} = \frac{4\dot{m}_{\text{ф}}}{\pi \eta d_{\text{вх}} \sqrt{i_{\text{вх}}}},$$

где η – динамическая вязкость компонента топлива, подаваемого через форсунку, $\dot{m}_{\text{ф}}$ – массовый расход компонента через форсунку.

Параметры для выполнения расчетов

В результате расчетов по методике [8–11] были разработаны три варианта форсунки для жидкого керосина, геометрические размеры представлены в табл. 2.

Таблица 2

Геометрические размеры форсунок под керосин

Угол распыла, град	90	100	110
Внутренний радиус, гс, мм	0,56	0,6	0,7
Внешний радиус входа, R _{вх} , мм	1,12	1,2	1,4
Внутренний радиус входа, гвх, мм	0,35	0,29	0,27
Длина сопла l _с , мм	0,89	0,96	1,12
Высота форсунки, h, мм	1,12	1,2	1,4
Радиус закрутки, R _з , мм	1,47	1,49	1,67

С целью подтверждения полученных результатов расчета, было принято решение о проведении испытаний форсунки на гидропролив на специальном стенде. Поскольку непосредственное использование жидкого керосина невозможно из-за конструкции стенда, исследование параметров распыла форсунки проводится на рабочей жидкости – воде.

Для подобию двух и большего количества гидродинамических процессов должны быть одинаковыми (*idem*) одноименные коэффициенты: критерий Эйлера – Eu и критерий Рейнольдса – Re в полостях форсунки:

$$Eu = \frac{p^*}{\rho C^2} \quad \text{и} \quad Re = \frac{CL}{\nu},$$

где C – скорость; ν – кинематическая вязкость; L – диаметр сопла форсунки; ρ – плотность; p – давление.

Таким образом, гидродинамическое подобие полостей форсунок на воде и жидком керосине будет достигнуто соответствием коэффициентов. Для оценки результатов испытаний

на рабочем теле (вода) и пересчете на рабочее тело (жидкий керосин) использованы параметры жидкостей, представленные в табл. 3.

По полученным значениям проведено сравнение критериев подобия двух жидкостей для форсунок с различными углами раскрытия (90, 100, 110). Результаты расчетов критериев подобия форсунок представлены в табл. 4.

Таблица 3

Параметры жидкостей

Керосин		Вода	
Кинематическая вязкость ν , м ² /с	0,00000182	Кинематическая вязкость ν , м ² /с	0,00000115
Плотность ρ , кг/м ³	819	Плотность ρ , кг/м ³	1000
Диаметр сопла форсунки		Диаметр сопла форсунки	
L_{90} , м	0,00112	L_{90} , м	0,00107
L_{100} , м	0,0012	L_{100} , м	0,00117
L_{110} , м	0,0014	L_{110} , м	0,00131
Давление		Давление	
P_{90} , МПа	1,25	P_{90} , МПа	1,25
P_{100} , МПа	1,4	P_{100} , МПа	1,4
P_{110} , МПа	1	P_{110} , МПа	1

Таблица 4

Результаты расчетов критериев подобия форсунок

<p>Для Керосина 90°</p> $Re = \frac{8,89 \cdot 0,00112}{0,00000182} = 5471$ $C = \frac{\dot{m}}{\rho F_c} = \frac{0,0072}{819 \cdot 9,883 \cdot 10^{-7}} = 8,89 \text{ м/с}$ $Eu = \frac{1,25 \cdot 10^6}{819 \cdot 8,89^2} = 19,3$	<p>Для Воды 90°</p> $Re = \frac{8,05 \cdot 0,00107}{0,00000155} = 5557$ $C = \frac{\dot{m}}{\rho F_c} = \frac{0,0072}{1000 \cdot 8,944 \cdot 10^{-7}} = 8,05 \text{ м/с}$ $Eu = \frac{1,25 \cdot 10^6}{1000 \cdot 8,05^2} = 19,3$
<p>Для Керосина 100°</p> $Re = \frac{7,78 \cdot 0,0012}{0,00000182} = 5129$ $C = \frac{\dot{m}}{\rho F_c} = \frac{0,0072}{819 \cdot 1,13 \cdot 10^{-6}} = 7,78 \text{ м/с}$ $Eu = \frac{1,4 \cdot 10^6}{819 \cdot 7,78^2} = 28,2$	<p>Для Воды 100°</p> $Re = \frac{6,73 \cdot 0,00107}{0,00000155} = 5080$ $C = \frac{\dot{m}}{\rho F_c} = \frac{0,0072}{1000 \cdot 1,07 \cdot 10^{-6}} = 6,73 \text{ м/с}$ $Eu = \frac{1,4 \cdot 10^6}{1000 \cdot 6,73^2} = 31$
<p>Для Керосина 110°</p> $Re = \frac{7,78 \cdot 0,0014}{0,00000182} = 5984$ $C = \frac{\dot{m}}{\rho F_c} = \frac{0,0072}{819 \cdot 1,54 \cdot 10^{-6}} = 5,7 \text{ м/с}$ $Eu = \frac{1 \cdot 10^6}{819 \cdot 5,7^2} = 31$	<p>Для Воды 110°</p> $Re = \frac{5,3 \cdot 0,00131}{0,00000155} = 4479$ $C = \frac{\dot{m}}{\rho F_c} = \frac{0,0072}{1000 \cdot 1,35 \cdot 10^{-6}} = 5,3 \text{ м/с}$ $Eu = \frac{1 \cdot 10^6}{1000 \cdot 5,3^2} = 31$

Отклонение коэффициентов Eu и Re не превышает 5 %, следовательно, гидродинамические процессы в полостях форсунки жидкого керосина и форсунки воды подобны. Эти результаты позволили получить геометрические размеры форсунки для испытаний при проливе водой. Геометрические размеры форсунок для гидропролива водой на испытательном стенде представлены в табл. 5, трехмерные модели форсунки для последующей печати на 3D-принтере представлены на рис. 4 и 5.

Геометрические размеры форсунок для гидропролива на стенде

Угол распыла, град	90	100	110
Внутренний радиус, r_c , мм	0,53	0,58	0,65
Внешний радиус входа, $R_{вх}$, мм	1,07	1,17	1,15
Внутренний радиус входа, $r_{вх}$, мм	0,33	0,28	0,24
Длина сопла l_c , мм	0,86	0,94	1,05
Высота форсунки, h , мм	1,07	1,17	1,15
Радиус закрутки, R_z , мм	1,4	1,45	1,4

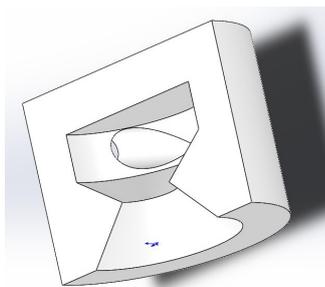


Рис. 4. 3D-модель форсунки в разрезе
Fig. 4. 3D cross-sectional model of the nozzle

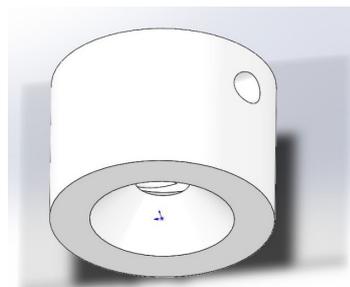


Рис. 5. 3D-модель форсунки
Fig. 5. 3D model of nozzle

Экспериментальное исследование

Следующим этапом работы являлась печать на 3D принтере форсунок с разными геометрическими параметрами и углами раскрытия сопла для проведения последующих испытаний на стенде гидропролива. Целью этого исследования было проведение анализа изменения направления потоков в зависимости от геометрии и угла распыла для определения лучшей конфигурации геометрических размеров и качества распыла, а также равномерности факела форсунок. Схема установки представлена на рис. 6.

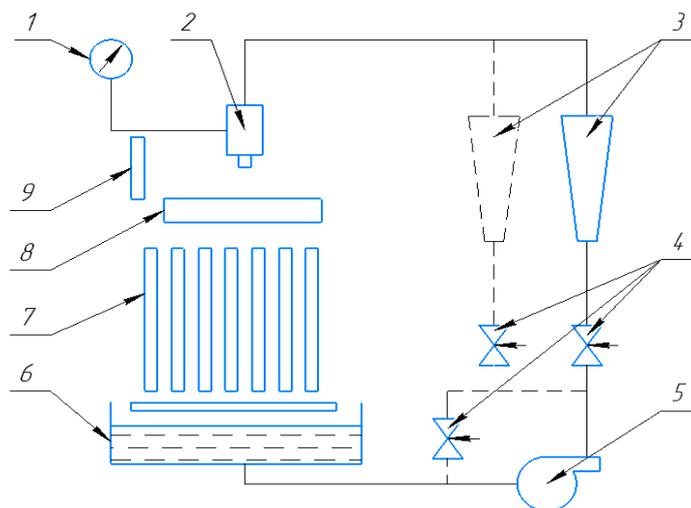


Рис. 6. Схема установки для испытания форсунок:
1 – манометр; 2 – форсунка; 3 – ротаметр; 4 – вентиль; 5 – насос; 6 – бак с водой;
7 – стеклянные трубки; 8 – насадки для снятия распыленной воды по радиусу или окружности;
9 – приспособление для измерения угла факела распыла

Fig. 6. Installation diagram for testing nozzles:
1 – pressure gauge; 2 – nozzle; 3 – rotameter; 4 – valve; 5 – pump; 6 – water tank; 7 – glass tubes; 8 – nozzles for removing sprayed water along a radius or circle; 9 – device for measuring the angle of the spray torch

Рабочим телом на установке является вода. Вода из бака 6 насосом 5 через вентиль 4 и ротаметр 3 подается на вход в форсунку 2 (рис. 7 и 8). Требуемый перепад давления на форсунке настраивается вентилем 4 и измеряется манометром 1. Расход воды измеряется ротаметром 3 или по объему слитой воды за известное время. Угол факела распыла измеряется визуальным способом с помощью специального приспособления 9 (рис. 9). Для снятия распределения распыленной жидкости по окружности или радиусу служат насадки 8, из секций которых вода сливается в стеклянные трубки 7, где измеряется ее уровень. Заливка воды в бак производится из водопровода.

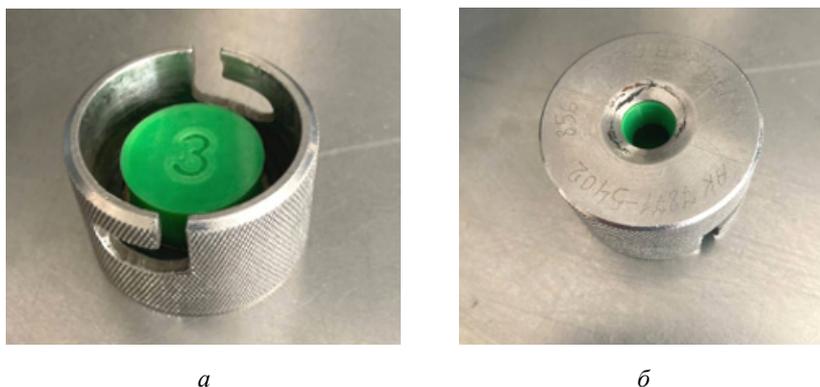


Рис. 7. Установленная форсунка во втулку для пролива

Fig. 7. Installed nozzle in the bushing for spillage

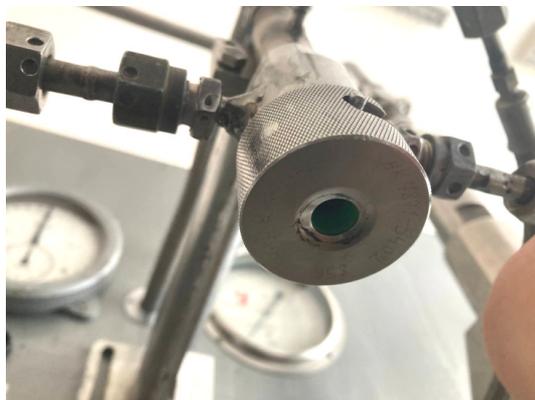


Рис. 8. Установленная втулка с форсункой на стенде

Fig. 8. Installed bushing with nozzle on a stand



Рис. 9. Пролив форсунок

Fig. 9. Nozzle testing

Результаты исследований

Факел распыла центробежной форсунки является важным параметром, определяющим эффективность смешивания топлива с окислителем и, как следствие, качество сгорания в камере жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). В зависимости от условий эксплуатации и конструкции форсунки, форма факела распыла может существенно изменяться, что оказывает влияние на процесс горения. Основные типы факелов включают конус, тюльпан и пузырь, которые формируются в зависимости от перепада давления и действия различных сил, таких как инерционные и силы поверхностного натяжения жидкости [12–15].

Результаты пролива трех вариантов форсунок из табл. 5 представлены в табл. 6–8. Каждый экземпляр проливался по 3 раза при различных значениях давления из заданного диапазона, чтобы определить среднее значение.

Таблица 6

Форсунка 1, усредненные значения

2 α (угол распыла), град.	40	50	50
m (массовый расход), г/с	122,15	152,55	178,6
P (давление на входе в форсунку), МПа	0,0784	0,141	0,204

Таблица 7

Форсунка 2, усредненные значения

2 α (угол распыла), град.	57,5	60	70
m (массовый расход), г/с	100,5	128,7	143,8
P (давление на входе в форсунку), МПа	0,0784	0,141	0,204

Таблица 8

Форсунка 3, усредненные значения

2 α (угол распыла), град.	67,5	75	80
m (массовый расход), г/с	80,8	104,3	131
P (давление на входе в форсунку), МПа	0,0784	0,141	0,204

Заключение

По представленным результатам можно сделать вывод, что наилучшими показателями обладает форсунка 3 (табл. 8). Процесс пролива данной форсунки с фиксацией угла факела распыла и формой «конус» представлен на рис. 9.

Представленная методика, включающая в себя использование критериев подобия, а также методы аддитивных технологий, позволяет существенно упростить процесс отработки и максимально приблизить процесс испытаний к реальным условиям эксплуатации форсунок.

Библиографические ссылки

1. Особенности проектирования камеры ракетного двигателя малой тяги при использовании аддитивных технологий / Н. С. Шестов, П. А. Бривкальн, Е. Е. Жигурова, К. Е. Мумбер // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2022. Т. 1. С. 237–239.
2. Фоменко А. А., Гордеев В. В., Бривкальн П. А. Изготовление камеры ракетного двигателя методом аддитивных технологий // Решетневские чтения : материалы XIV Междунар. науч. конф. (Красноярск, 08–10 ноября 2022) / СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2022. Ч. 1. С. 205–207.
3. Фесенко И. А., Дергач И. В., Жигурова Е. Е. Методика технологических испытаний камеры-демонстратора ракетного двигателя малой тяги, изготовленного по технологии SLM-печати // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2022. Т. 1. С. 214–216.
4. Контроль качества камеры ракетного двигателя малой тяги, изготовленной методом 3d-печати на лазерном принтере / Е. Е. Жигурова, К. Е. Мумбер, Р. А. Казаков // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2022. Т. 1. С. 179–181.
5. Манохина Э. С., Журавлев В. Ю., Коваль Р. В. Принципиальная схема стенда для ракетного двигателя-демонстратора малой тяги // Испытания, диагностика, надежность. Теория и практика. 2023. С. 135–138.
6. Васильев А. П., Кудрявцев В. М., Кузнецов В. А. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. М. : Высш. шк., 1983. 703 с.
7. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. М. : МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2015. 464 с.
8. Салич В. Л., Семкин Е. В. Расчетно-теоретические и экспериментальные исследования центробежной форсунки ракетного двигателя тягой 13 Н // Вестник ЮУрГУ. Серия «Машиностроение». 2013. Т. 13, № 1. С. 4–12.

9. Егорычев В. С. Проектный расчет двухкомпонентной центробежной эмульсионной форсунки // Проблемы и перспективы развития двигателестроения : материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. (Самара, 24–26 июня 2009) / СГАУ. В 2 ч. Самара, 2009. Ч. 1. С. 151–152.
10. Салич В. Л. Экспериментальные исследования по созданию ракетного двигателя малой тяги на топливе «газообразный кислород + керосин» // Вестник Самарского ун-та. Аэрокосмич. техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 4. С. 129–140.
11. ГОСТ Р 56463-2015 Двигатели ракетные жидкостные малой тяги. Общие требования к изготовлению, испытаниям и контролю качества при поставках в эксплуатацию. М. : Стандартинформ, 2015. 45 с.
12. Акбулатов Э. Ш., Назаров В. П. Исследование и разработка передовых аддитивных технологий производства изделий ракетно-космической техники // Созвездие Роскосмоса: траектория науки : материалы II Отраслевой науч.-практич. конф. (04–06 октября 2023, Красноярск) / СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2023. С. 32–34.
13. ГОСТ Р 59036–2020. Аддитивные технологии. Производство на основе селективного лазерного сплавления металлических порошков. Общие положения. М. : Стандартинформ, 2020. 22 с.
14. Разработка и реализация инновационных аддитивных технологий 3D-печати ракетных двигателей малой тяги / Э. Ш. Акбулатов, В. П. Назаров, А. Н. Щелканов и др. // Решетневские чтения : материалы XV Междунар. науч. конф. (Красноярск, 08–10 ноября 2023) / СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2023. Т. 1. С. 149–151.
15. Акбулатов Э. Ш., Назаров В. П., Герасимов Е. В. Исследование характеристик ракетного двигателя малой тяги, изготовленного методом аддитивной SLM-технологии // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 4. С. 682–696.

References

1. Shestov N. S., Brivkaln P. A., Zhigurova E. E., Mumber K. E. [Features of designing the chamber of a low-thrust rocket engine using additive technologies]. *Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavтики*. 2022, Vol. 1, P. 237–239 (In Russ.).
2. Fomenko A. A., Gordeev V. V., Brivkaln P. A. [Manufacturing of a rocket engine chamber by the method of additive]. *Materialy XIV Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XIV Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2022, Vol. 1, P. 205–207 (In Russ.).
3. Fesenko I. A., Dergach I. V., Zhigurov E. E. [The methodology of technological tests of the low-thrust rocket engine demonstrator chamber manufactured using SLM printing technology]. *Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavтики*. 2022. Vol. 1, P. 214–216 (In Russ.).
4. Zhigurova E. E., Mumber K. E., Kazakov R. A. [Quality control of the chamber of a low-thrust rocket engine manufactured by 3d printing on a laser printer]. *Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavтики*. 2022, Vol. 1, P. 179–181 (In Russ.).
5. Manokhina E. S., Zhuravlev V. Y., Koval R. V. [Schematic diagram of a stand for a low-thrust rocket engine demonstrator]. *Ispytaniya, diagnostika, nadezhnost'. Teoriya i praktika*. 2023. P. 135–138 (In Russ.).
6. Vasiliev A. P., Kudryavtsev V. M., Kuznetsov V. A. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigatelei* [Fundamentals of theory and calculation of liquid rocket engines]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1983, 703 p.
7. Dobrovolsky M. V. *Zhidkostnyye raketnyye dvigateli. Osnovy proyektirovaniya* [Liquid rocket engines. Fundamentals of Design]. Moscow, MSTU im. N. E. Bauman Publ., 2015, 464 p.
8. Salich V. L., Semkin E. V. [Computational, theoretical and experimental studies of the centrifugal nozzle of a rocket engine thrust]. *Vestnik YuUrGU Series "Mechanical Engineering"*. 2013, Vol. 13, No. 1, P. 4–12 (In Russ.).
9. Egorychev V. S. [Design calculation of a two-component centrifugal emulsion nozzle]. *Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroyeniya : materialy dokladov mezhdunar. nauch.-tekhn. konf.* [Problems and prospects of engine building development: Materials of reports of the International Scientific and Technical conf.]. Samara, 2009. Part 1. P. 151–152 (In Russ.).

10. Salich V. L. [Experimental studies on the creation of a low-thrust rocket engine powered by "gaseous oxygen + kerosene"]. *Vestnik of the Samara University. Aerospace engineering, technology and mechanical engineering*. 2018, Vol. 17, No. 4, P. 129–140 (In Russ.).

11. *GOST R 56463-2015 Dvigateli raketnye zhidkostnye maloy tyagi. Obshchie trebovaniya k izgotovleniyu, ispytaniyam i kontrolyu kachestva pri postavkakh v ekspluatatsiyu* [State Standard R 56463-2015 Low-thrust liquid rocket engines. General requirements for manufacturing, testing and quality control during commissioning]. Moscow, Standartinform Publ., 2015. 45 p.

12. Akbulatov E. Sh., Nazarov V. P. [Research and development of advanced additive technologies for the production of rocket and space technology products]. *Sozvezdiye Roskosmosa: trayektoriya nauki : Materialy II Otrasleyoy nauchno-prakticheskoy konf.* [Roscosmos constellation: trajectory of science: Proceedings of the II Industry Scientific and Practical Conf.]. Krasnoyarsk, 2023. P. 32–34 (In Russ.).

13. *GOST R 59036–2020. Additivnye tekhnologii. Proizvodstvo na osnove selektivnogo lazernogo splavleniya metallicheskih poroshkov. Obshchie polozheniya* [State Standard R 59036-2020. Additive technologies. Production based on selective laser melting of metal powders. General provisions]. Moscow, Standartinform Publ., 2020, 22 p.

14. Akbulatov E. Sh., Nazarov V. P., Shchelkanov A. N. [Development and implementation of innovative additive technologies for 3D printing of low-thrust rocket engines]. *Materialy XV Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XV Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2023, Vol. 1, P. 149–151 (In Russ.).

15. Akbulatov E. Sh., Nazarov V. P., Gerasimov E. V. Study of the characteristics of a low-thrust rocket engine manufactured by additive SLM technology. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 4, P. 682–696.

© Журавлев В. Ю., Манохина Э. С., Толстопятов М. И., 2025

Журавлев Виктор Юрьевич – кандидат технических наук, доцент кафедры двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: vz@sibsau.ru.

Манохина Эльвира Сергеевна – старший лаборант, кафедра двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: xim96@inbox.ru. <https://orcid.org/0009-0007-7269-7248>.

Толстопятов Михаил Игоревич – кандидат технических наук, доцент кафедры двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: 8913039999@mail.ru. <https://orcid.org/0000-0002-4325-8189>.

Zhuravlev Viktor Yuryevich – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of Aircraft Engines, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: vz@sibsau.ru.

Manokhina Elvira Sergeevna – senior lab tech, Department of Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: xim96@inbox.ru. E-mail: xim96@inbox.ru. <https://orcid.org/0009-0007-7269-7248>.

Tolstopiatov Mikhail Igorevich – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: 8913039999@mail.ru. <https://orcid.org/0000-0002-4325-8189>.

Статья поступила в редакцию 10.10.2024; принята к публикации 11.11.2024; опубликована 11.04.2025
The article was submitted 10.10.2024; accepted for publication 11.11.2024; published 11.04.2025

Статья доступна по лицензии Creative Commons Attribution 4.0
The article can be used under the Creative Commons Attribution 4.0 License