

UDC 621.454.2

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

Для цитирования: Журавлев В. Ю., Манохина Э. С., Толстомятов 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. Толстомятов

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 про-

цесс разработки и испытаний, повысить их точность и приблизить к реальным условиям эксплуатации. 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.

Introduction

In recent years, there has been significant development in the production technologies of liquid rocket engines (LRE) [1–4], especially low-thrust ones, which are widely used in the aerospace industry. Improving these engines requires not only the development of new designs, but also the modernization of existing test rigs. The use of the stand for educational and demonstration classes will also improve the

quality of training for students studying in this area. One of such stands is the test complex of the Reshetnev Siberian State University of Science and Technology [5], designed for fire tests of rocket engines with components such as “gaseous oxygen” and “gaseous methane”. Despite the successful operation of this stand, there was a need to upgrade it for testing rocket engines operating on the components “liquid kerosene” and “gaseous methane”. The main reason for this is the need to provide better cooling of the engine chamber, which in the future will increase the engine operating time and provide higher resistance of the chamber to the effects of high temperatures of combustion products.

As part of the modernization of the test rig for fire tests of low-thrust liquid rocket engines (LRELT), designed to operate on liquid kerosene and gaseous methane, a series of thermodynamic calculations of the engine chamber were carried out. The purpose of these calculations was to determine the geometric parameters of the actual ratio of fuel components and their mass flow rate, as well as the temperatures of combustion products and specific impulse. The thermodynamic calculation was carried out using the methodology [6; 7], the initial data for performing the calculation and the main results obtained are presented in Table 1. The gas-dynamic contour and three-dimensional model of the engine chamber obtained during the calculation are shown in Figs. 1 and 2.

Table 1

Mixing head designed for 3D printing

Initial data	
Oxidant	O ₂
Fuel	T1
Chamber pressure	1 МПа
Nozzle exit pressure	0.00084 МПа
External pressure	0.00001 МПа
Thrust	200 Н
Calculation results	
Mass flow	0.062 кг/с
Fuel consumption	0.02 кг/с
Oxidizer consumption	0.042 кг/с
Temperature in the combustion chamber	3256 К
Temperature at the nozzle exit	1026 К
Specific impulse	3480 м/с
Oxidizer Excess Ratio in the Combustion Chamber Core	0.909
Oxidizer excess coefficient for the wall layer	0.07
Average oxidizer excess ratio	0.6

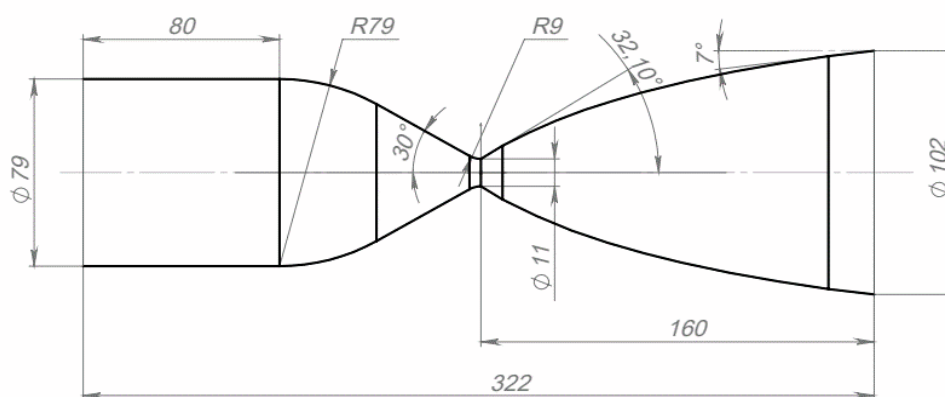


Рис. 1. Газодинамический контур камеры двигателя

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

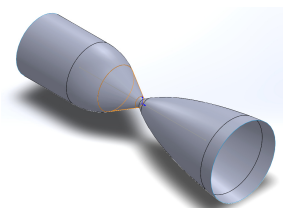


Рис. 2. 3D-модель камеры двигателя

Fig. 2. 3D model of the engine chamber

Statement of the problem

Designing a new mixing head for a liquid propellant rocket engine is a critical step, since the stability and efficiency of the engine operation depend on the efficiency of mixing the fuel components. The main task of the mixing head is to ensure uniform mixing of liquid kerosene and gaseous methane, which allows achieving complete and efficient combustion of the fuel. The most important and complex processes in the engine occur in the combustion chamber. Their nature is determined by the fuel and the mixing head. The prototype for the mixing head was the chamber of the LRELТ propellant rocket engine, operating on the components “gaseous methane – gaseous oxygen” [1–4], which made it possible to reduce the task of designing the mixing head to the task of designing a fuel injector – liquid kerosene.

A single-component centrifugal injector with tangential component supply was selected as the fuel injector. The injector diagram with the main designations is shown in Fig. 3.

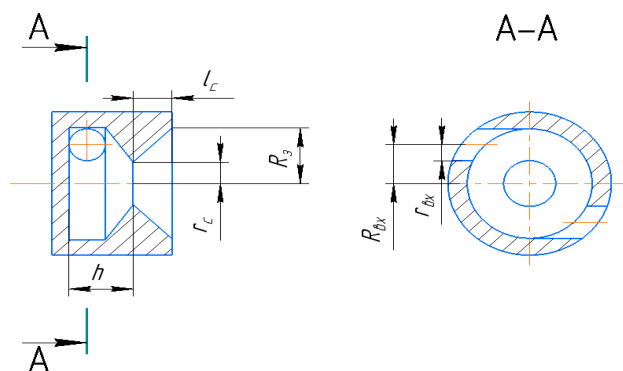


Рис. 3. Расчетная схема форсунки горючего

Fig. 3. Design diagram nozzle

When designing a single-component nozzle, different spray angles were taken into account 2α , pressure drops ΔP , geometric characteristics of the injector A:

$$A = \frac{R_{vh} r_c}{i_{vh} r_{vh}^2}.$$

Injector flow rate coefficient μ :

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

Where φ is nozzle cross-section coefficient:

$$\varphi = 1 - \frac{r_{zh}^2}{r_c^2} = \frac{1}{\left(\sqrt[3]{\frac{A_e}{2\sqrt{2}} + \sqrt{\frac{A_e^2}{8} - \frac{1}{27}}} + \sqrt[3]{\frac{A_e}{2\sqrt{2}} - \sqrt{\frac{A_e^2}{8} - \frac{1}{27}}} \right)}$$

Equivalent geometric characteristic of the injector, taking into account the influence of the viscosity of the real liquid,

$$A_e = \frac{A}{1 + \frac{\lambda}{2} R_{vh} (R_{vh} + d_{vh} - r_c)},$$

where λ is friction coefficient determined under the conditions at the inlet to the nozzle.

The friction coefficient under the conditions at the inlet to the injector λ is determined using an empirical relationship:

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

Reynolds number at the nozzle inlet:

$$Re_{vh} = \frac{4\dot{m}_f}{\pi \eta d_{vh} \sqrt{i_{vh}}},$$

where η is dynamic viscosity of the fuel component supplied through the injector, \dot{m}_f is mass flow rate of the component through the nozzle.

Parameters for performing calculations

As a result of calculations using the method [8–11], three variants of a nozzle for liquid kerosene were developed; the geometric dimensions are presented in Table 2.

Table 2

Geometric dimensions of kerosene injectors

Spray angle, deg	90	100	110
Inner radius, r_{inn} , mm	0.56	0.6	0.7
Outer radius of the entrance, R_{out} , mm	1.12	1.2	1.4
Inner radius of the entrance, R_{inn} , mm	0.35	0.29	0.27
Nozzle length l_c , mm	0.89	0.96	1.12
Nozzle height, h , mm	1.12	1.2	1.4
Twist radius, R_{tw} , mm	1.47	1.49	1.67

In order to confirm the obtained calculation results, it was decided to conduct tests of the injector for hydraulic spillage on a special stand. Since the direct use of liquid kerosene is impossible due to the design of the stand, the study of the injector spray parameters is carried out on the working fluid - water.

For similarity of two or more hydrodynamic processes, the same coefficients must be identical (idem): Euler criterion – Eu and Reynolds criterion – Re in the nozzle cavities: and, where C is speed; ν is kinematic viscosity; L is nozzle diameter; ρ is density; p is pressure.

Thus, the hydrodynamic similarity of the injector cavities on water and liquid kerosene will be achieved by matching the coefficients. To evaluate the test results on the working fluid (water) and recalculated to the working fluid (liquid kerosene), the parameters of the liquids presented in Table 3 were used.

Based on the obtained values, a comparison of the similarity criteria of two liquids for injectors with different opening angles (90, 100, 110) was carried out. The results of calculating the similarity criteria of the injectors are presented in Table 4.

Table 3

Liquid parameters

Kerosene		Water	
Kinematic viscosity ν , m ² /s	0,00000182	Kinematic viscosity ν , m ² /s	0,00000115
Density ρ , kg/m ³	819	Density ρ , kg/m ³	1000
Injector nozzle diameter		Диаметр сопла форсунки	
L_{90} , m	0.00112	L_{90} , m	0.00107
L_{100} , m	0.0012	L_{100} , m	0.00117
L_{110} , m	0.0014	L_{110} , m	0.00131
Pressure		Pressure	
P_{90} , MPa	1.25	P_{90} , MPa	1.25
P_{100} , MPa	1.4	P_{100} , MPa	1.4
P_{110} , MPa	1	P_{110} , MPa	1

Table 4

Results of calculations of similarity criteria of injectors

For Kerosene 90° $Re = \frac{8.89 \cdot 0.00112}{0.00000182} = 5471$ $C = \frac{\dot{m}}{\rho F_c} = \frac{0.0072}{819 \cdot 9.883 \cdot 10^{-7}} = 8.89 \text{ m/s}$ $Eu = \frac{1.25 \cdot 10^6}{819 \cdot 8.89^2} = 19.3$	For Water 90° $Re = \frac{8.05 \cdot 0.00107}{0.00000115} = 5557$ $C = \frac{\dot{m}}{\rho F_c} = \frac{0.0072}{1000 \cdot 8.944 \cdot 10^{-7}} = 8.05 \text{ m/s}$ $Eu = \frac{1.25 \cdot 10^6}{1000 \cdot 8.05^2} = 19.3$
For Kerosene 100° $Re = \frac{7.78 \cdot 0.0012}{0.00000182} = 5129$ $C = \frac{\dot{m}}{\rho F_c} = \frac{0.0072}{819 \cdot 1.13 \cdot 10^{-6}} = 7.78 \text{ m/s}$ $Eu = \frac{1.4 \cdot 10^6}{819 \cdot 7.78^2} = 28.2$	For Water 100° $Re = \frac{6.73 \cdot 0.00107}{0.00000115} = 5080$ $C = \frac{\dot{m}}{\rho F_c} = \frac{0.0072}{1000 \cdot 1.07 \cdot 10^{-6}} = 6.73 \text{ m/s}$ $Eu = \frac{1.4 \cdot 10^6}{1000 \cdot 6.73^2} = 31$
For Kerosene 110° $Re = \frac{7.78 \cdot 0.0014}{0.00000182} = 5984$ $C = \frac{\dot{m}}{\rho F_c} = \frac{0.0072}{819 \cdot 1.54 \cdot 10^{-6}} = 5.7 \text{ m/s}$ $Eu = \frac{1 \cdot 10^6}{819 \cdot 5.7^2} = 31$	For Water 110° $Re = \frac{5.3 \cdot 0.00131}{0.00000115} = 4479$ $C = \frac{\dot{m}}{\rho F_c} = \frac{0.0072}{1000 \cdot 1.35 \cdot 10^{-6}} = 5.3 \text{ m/s}$ $Eu = \frac{1 \cdot 10^6}{1000 \cdot 5.3^2} = 31$

The deviation of the Eu and Re coefficients does not exceed 5 %, therefore, the hydrodynamic processes in the cavities of the liquid kerosene nozzle and the water nozzle are similar. These results made it possible to obtain the geometric dimensions of the nozzle for testing with water spillage. The geometric dimensions of the nozzles for hydro-water spillage on the test bench are presented in Table 5, three-dimensional models of the nozzle for subsequent printing on a 3D printer are shown in Figs. 4 and 5.

Table 5

Geometrical dimensions of nozzles for hydraulic flushing on the stand

Spray angle, deg	90	100	110
Inner radius, r_{inn} , mm	0.53	0.58	0.65
Outer radius of the entrance, R_{out} , mm	1.07	1.17	1.15
Inner radius of the entrance, R_{inn} , mm	0.33	0.28	0.24
Nozzle length l_c , mm	0.86	0.94	1.05
Nozzle height, h , mm	1.07	1.17	1.15
Twist radius, R_{tw} , mm	1.4	1.45	1.4

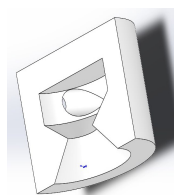


Рис. 4. 3D-модель форсунки в разрезе

Fig. 4. 3D cross-sectional model of the nozzle

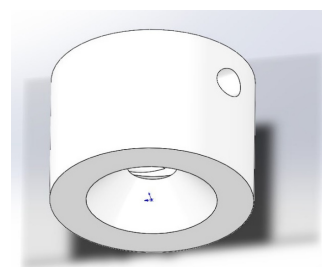


Рис. 5. 3D-модель форсунки

Fig. 5. 3D model of nozzle

Experimental study

The next stage of the work was printing nozzles with different geometric parameters and nozzle opening angles on a 3D printer for subsequent tests on a hydraulic flow stand. The purpose of this study was to analyze the change in flow direction depending on the geometry and spray angle to determine the best configuration of geometric dimensions and spray quality, as well as the uniformity of the nozzle torch. The setup diagram is shown in Fig. 6.

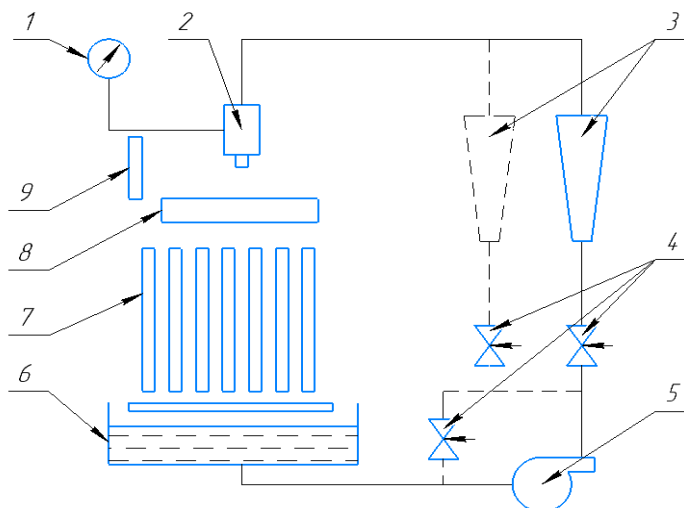


Рис. 6. Схема установки для испытания форсунок:

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

The working fluid in the installation is water. Water from tank 6 is fed by pump 5 through valve 4 and rotameter 3 to the inlet of nozzle 2 (Fig. 7 and 8). The required pressure drop on the nozzle is adjusted by valve 4 and measured by pressure gauge 1. Water flow is measured by rotameter 3 or by the volume of water drained in a known time. The spray angle is measured visually using special device 9 (Fig. 9). To remove the distribution of sprayed liquid along a circle or radius, nozzles 8 are used, from the sections of which water flows into glass tubes 7, where its level is measured. Water is poured into the tank from the water supply.

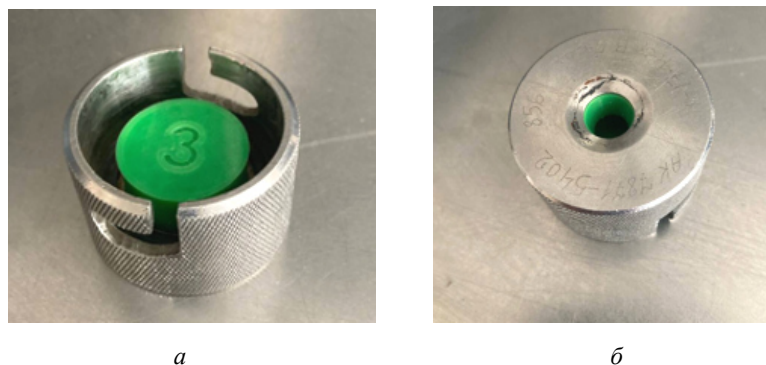


Рис. 7. Установленная форсунка во втулку для пролива

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

Research results

The spray pattern of a centrifugal injector is an important parameter that determines the efficiency of mixing the fuel with the oxidizer and, as a result, the quality of combustion in the chamber of a liquid rocket engine (LRE). Depending on the operating conditions and the design of the injector, the shape of the spray pattern can vary significantly, which affects the combustion process. The main types of spray patterns include a cone, tulip, and bubble, which are formed depending on the pressure drop and the action of various forces, such as inertial and surface tension forces of the liquid [12–15].

The results of flushing the three variants of injectors from Table 5 are presented in Tables 6–8. Each specimen was flushed 3 times at different pressure values from the specified range in order to determine the average value.

Table 6

Nozzle 1, average values

2 α (spray angle),in degrees	40	50	50
m (mass flow), g/s	122.15	152.55	178.6
P (injector inlet pressure), MPa	0.0784	0.141	0.204

Table 7

Nozzle 2, average values

2 α (spray angle),in degrees	57.5	60	70
m (mass flow), g/s	100.5	128.7	143.8
P (injector inlet pressure), MPa	0.0784	0.141	0.204

Table 8

Nozzle 3, average values

2 α (spray angle),in degrees	67.5	75	80
m (mass flow), g/s	80.8	104.3	131
P (injector inlet pressure), MPa	0.0784	0.141	0.204

Conclusion

Based on the presented results, it can be concluded that nozzle 3 has the best performance (Table 8). The pouring process of this nozzle with fixation of the spray torch angle and the “cone” shape is shown in Fig. 9.

The presented methodology, which includes the use of similarity criteria, as well as additive technology methods, allows us to significantly simplify the development process and bring the testing process as close as possible to the actual operating conditions of the injectors.

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 Otrasevov 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.

© Zhuravlev V. Y., Manokhina E. S., Tolstoplyatov M. I., 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>.

Толстоплятов 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>.

Tolstoplyatov 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