

## РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОЦЕНКИ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ КОЛЬЦЕВОГО СОПЛА С ПЛОСКИМ ЦЕНТРАЛЬНЫМ ТЕЛОМ В СОСТАВЕ РАБОТЫ СТЕНДОВОЙ КАМЕРЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2024

- А. А. Киришина** старший преподаватель кафедры А8 «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов»; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург; [kirshina\\_aa@voenmeh.ru](mailto:kirshina_aa@voenmeh.ru)
- А. А. Левихин** кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой А8 «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов»; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург; [levikhin\\_aa@voenmeh.ru](mailto:levikhin_aa@voenmeh.ru)
- А. Ю. Киришин** преподаватель кафедры А8 «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов»; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург; [kirshin\\_aiu@voenmeh.ru](mailto:kirshin_aiu@voenmeh.ru)

Одним из путей повышения эффективности камеры ракетного двигателя является обеспечение работы нерегулируемого сопла на расчётном режиме во всём диапазоне высот функционирования двигателя. В работе представлены результаты натурального эксперимента макета кольцевого сопла с плоским центральным телом. Целью эксперимента являлась оценка эффективности по величине удельного импульса кольцевого сопла с плоским центральным телом в сравнении с соплом Лавалья. Испытания проводились на «горячем» стенде кафедры «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова. В качестве рабочего тела использовался генерируемый высокотемпературный парогаз, эксперимент проводился в земных условиях. В ходе испытаний на стенде в автоматизированном режиме регистрировались показания режимных параметров работы (давление, массовые расходы, тяга, соотношение компонентов). Изменение параметров осуществлялось путём перенастройки соответствующих элементов пневмогидравлической системы. По результатам испытаний была осуществлена оценка эффективности кольцевого сопла с плоским центральным телом в сравнении с соплом Лавалья, а также произведено сравнение значений экспериментальных данных с теоретически ожидаемыми. Приведённые в статье результаты могут быть использованы для продолжения исследований с целью усовершенствования существующих конструкций сопел широкодиапазонных ракетных двигателей.

*Кольцевое сопло; сопло Лавалья; эксперимент; исследования; удельный импульс; ракетный двигатель*

---

**Цитирование:** Киришина А.А., Левихин А.А., Киришин А.Ю. Результаты экспериментальной оценки возможности применения кольцевого сопла с плоским центральным телом в составе работы стендовой камеры жидкостного ракетного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 4. С. 125-132. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-125-132

### Введение

Исследование новых типов сопел ракетных двигателей сложная и многофакторная задача. При эксплуатации на средстве выведения, рассчитанном на полёты в широком диапазоне высот, двигатель должен работать на режимах, близких к расчётному, т.е. при давлении на срезе сопла, примерно равном давлению в окружающей среде. Представляется перспективным применение кольцевого сопла с плоским центральным телом, срез

которого образует кольцевую щель, расположенную по оси симметрии. В составе ракетного двигателя такое сопло теоретически способно работать в широком диапазоне высот за счёт наличия свободной границы струи и отсутствия потерь энергии вследствие отсутствия участков, где традиционное сопло (сопло Лавалья) работает на режимах перерасширения и недорасширения.

Сопла подобного типа изучались коллективами под руководством В.И. Богданова, В.А. Левина, А.И. Тарасова, О.Н. Засухина [1] и др.

Первоначально направления исследования сопел подобной конфигурации были связаны с возможностью организации дожига топлива в камере пересжатыми волнами, образующимися при сферической фокусировке возмущений [2]. Эта идея нашла применение в концепции воздушно-реактивного двигателя, оснащённого тяговым модулем [3]. Также изучалось увеличение эжекционной способности основной струи за счёт присоединения к ней массы внешнего потока [4].

Предварительные исследования кольцевого сопла в составе ракетного двигателя показали энергоэффективность в широком диапазоне высот, что делало возможным его применение в составе камеры ракетного двигателя.

Кольцевое сопло с плоским центральным телом компактнее, легче, чем существующие сопла с центральными телами, не имеет проблем с охлаждением, формирует компактную струю за счёт того, что на его кромках поток развернут к оси. Экспериментальная оценка возможности применения такого сопла в составе камеры ракетного двигателя представляет интерес.

Целью настоящего исследования является сравнительная оценка удельного импульса кольцевого сопла с плоским центральным телом в составе стендовой камеры ракетного двигателя с удельным импульсом стендовой камеры с соплом Лавалья.

Объектом испытаний является неохлаждаемый макет сопла широкодиапазонного ракетного двигателя – кольцевого сопла с плоским центральным телом (рис. 1, а). Сравнение результатов проводится с результатами испытаний неохлаждаемой конструкции конического сопла Лавалья (рис. 1, б). Объекты испытаний проектировались на одинаковую площадь выходного сечения сопла  $F_a$ , площадь критического сечения  $F_*$ , входную площадь  $F_{vx}$ .

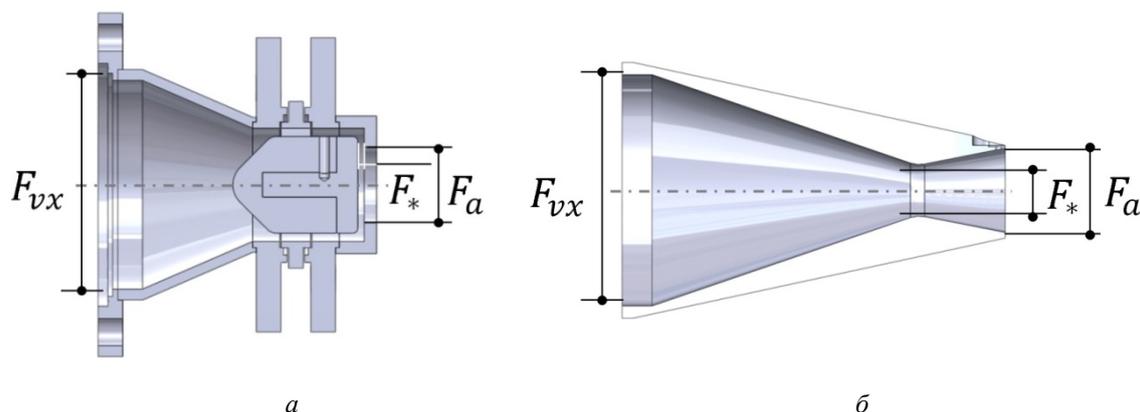


Рис. 1. Объект испытаний:  
а – кольцевое сопло с плоским центральным телом; б – сопло Лавалья

### Описание эксперимента

Сравнительные испытания сопла широкодиапазонного ракетного двигателя и сопла Лавалья проводились на лабораторном стенде на кафедре «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова.

Лабораторный стенд состоит из следующих линий подачи (рис. 2): основного горючего, запального горючего, основного окислителя, запального окислителя, азота, воды.

Линия подачи основного горючего состоит из бака объемом  $V = 26$  л, запорно-регулирующей арматуры, магистралей. Горючее поступает на смесительную головку стендовой камеры. В качестве основного горючего используется водный раствор этанола (30%<sub>об</sub>).

Линия подачи запального горючего состоит из бака объемом  $V = 8$  л, запорно-регулирующей арматуры, магистралей. Запальное горючее поступает на запальное устройство в смесительной головке стендовой камеры. В качестве запального горючего используется водный раствор этанола (75%<sub>об</sub>).

Система подачи запального и основного горючего – вытеснительная. В качестве компонента для наддува баков используется газообразный азот. Давление наддува  $p_{\text{надд}} = 1,7$  МПа. Газообразный азот используется также в качестве управляющего газа для пневмоуправляемой арматуры и для продувки смесительной головки по линии основного горючего. Система подачи азота состоит из азотной рампы (4 баллона объемом  $V = 40$  л, давлением  $p = 15$  МПа), запорно-регулирующей арматуры, магистралей.

Линия подачи окислителя (основного и запального) состоит из трёх моноблоков с кислородом с давлением  $p = 15$  МПа, объемом  $V = 1440$  л, запорно-регулирующей арматуры, магистралей. Окислитель (запальный и основной) из моноблоков поступает на соответствующие штуцеры смесительной головки стендовой камеры.

Линия подачи воды охлаждения состоит из ёмкости объемом  $V = 1,2$  м<sup>3</sup>, насоса, запорной арматуры. Вода охлаждения поступает в межрубашечное пространство камеры сгорания и охлаждает её. Вода также используется в качестве балластировочного компонента и вводится в узел впрыска для охлаждения продуктов сгорания компонентов топлива.

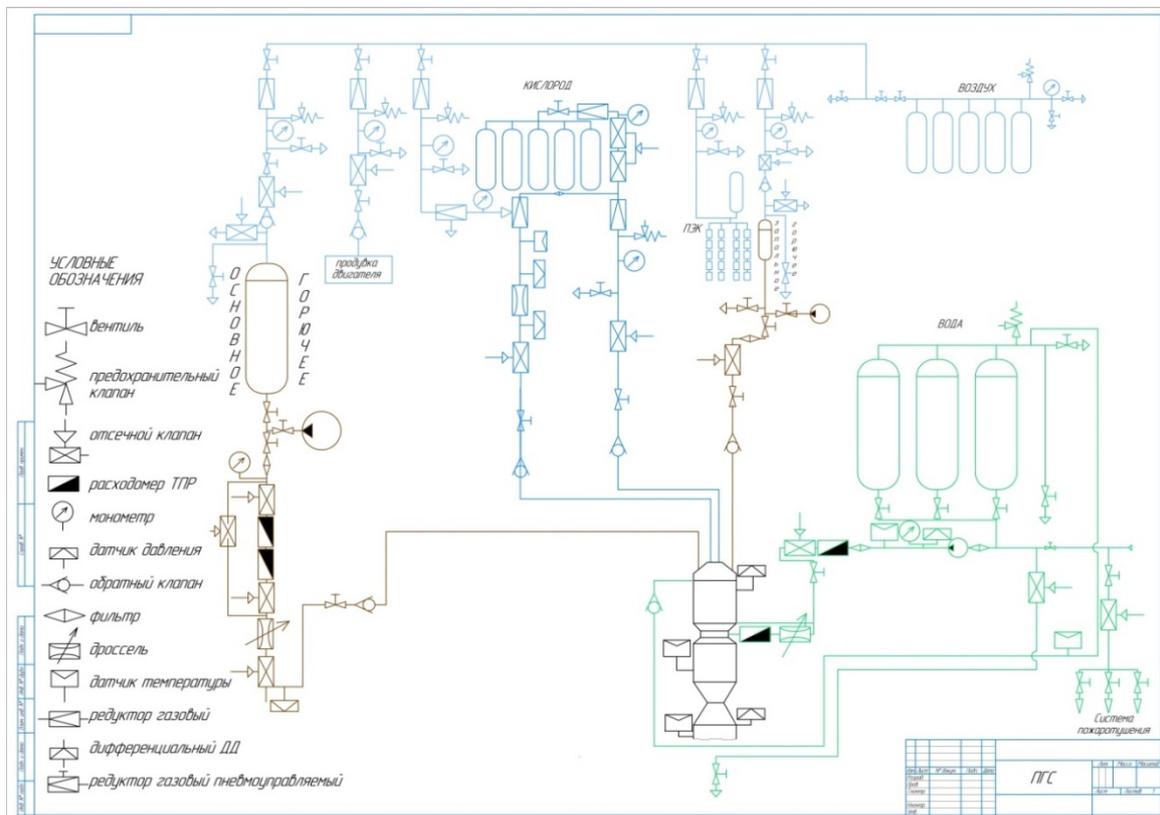


Рис. 2. Пневмогидравлическая схема стенда

Во время работы стенда производится автоматизированная регистрация и запись параметров, обеспечивающих формирование условий испытаний и определяющих характеристики объекта: давления, температуры, массовых расходов, тяги.

В процессе сравнительных испытаний были получены экспериментальные значения тяги и массового расхода компонентов для кольцевого сопла с плоским центральным телом и сопла Лаваля при давлении в камере сгорания 506625 Па, 607950 Па, 709275 Па, 810600 Па, 861263 Па. Общее время испытаний составило 1080 с (3 цикла испытаний сопловых устройств по 360 с каждый цикл).

### Методика обработки экспериментальных данных

Эффективность сопла в составе стендовой камеры жидкостного ракетного двигателя оценивалась через значение удельного импульса. Для оценки адекватности экспериментальных данных проводилось сравнение экспериментальные данные с расчётными значениями.

Экспериментальное значение удельного импульса определялось по формуле:

$$I_{уд\ экп\ i} = \frac{P_{экп\ i}}{\dot{m}_{\Sigma_i}},$$

где  $P_{экп\ i}$  – тяга, Н;  $\dot{m}_{\Sigma_i}$  – суммарный массовый расход, кг/с.

Расчётный удельный импульс  $I_{уд\ расч}$  определяется по зависимости:

$$I_{уд\ расч} = I_{уд\ теор} \hat{\varphi}_c \hat{\varphi}_\beta.$$

Здесь  $I_{уд\ теор}$  – теоретическое значение удельного импульса, определяемое по формуле:

$$I_{уд\ теор} = \sqrt{\frac{2n}{n-1} RT_K \left[ 1 - \left( \frac{p_a}{p_K} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right]},$$

где  $n$  – показатель политропного процесса;  $R$  – газовая постоянная, Дж/(кг·К);  $p_a$  – давление на срезе сопла, Па;  $p_K$  – давление в камере сгорания, Па,  $T_K$  – температура в камере сгорания, К;  $\hat{\varphi}_c, \hat{\varphi}_\beta$  – расчётные коэффициенты потерь в сопле и в камере сгорания, определяются аппроксимацией экспериментальных данных, методом наименьших квадратов:  $\hat{\varphi}_\beta = \varphi_{\beta\ расч}^{МНК}$ ,  $\hat{\varphi}_c = \varphi_{c\ расч}^{МНК}$ .

Расчётное значение коэффициента потерь в камере сгорания определяется по формуле:

$$\varphi_{\beta\ расч\ i} = \frac{p_{K_i} F_*}{\dot{m}_{\Sigma_i} \beta_{теор\ i}}.$$

Здесь  $p_{K_i}$  – давление в камере сгорания в  $i$ -ой точке, Па;  $F_*$  – площадь критического сечения камеры, м<sup>2</sup>;  $\dot{m}_{\Sigma_i}$  – суммарный массовый расход в  $i$ -ой точке, кг/с;  $\beta_{теор\ i}$  – расходный комплекс, м/с, который определяется по формуле:

$$\beta_{теор i} = \frac{\sqrt{RT_k}}{\sqrt{n} \left( \frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{2(n-1)}}}$$

Теоретическое значение расходного комплекса зависит от стехиометрического соотношения компонентов топлива  $K_m^0$ ; доли воды в составе горючего  $K_v$ ; коэффициента избытка окислителя  $\alpha$ ; давления в камере сгорания  $p_k$ , Па.

Расчётное значение коэффициента потерь в сопле  $\varphi_{с расч i}$  определяется как

$$\varphi_{с расч i} = \frac{\varphi_{I_{yoi}}}{\varphi_{\beta расч i}} = \frac{I_{yд действ i} / I_{yд теор i}}{\varphi_{\beta расч i}}$$

Здесь  $\varphi_{I_{yoi}}$  – коэффициент потерь удельного импульса;  $I_{yд действ i}$  – действительное значение удельного импульса, м/с (экспериментальное значение), определяется следующим образом:

$$I_{yд действ i} = \frac{P_{действ i}}{\dot{m}_{\Sigma i}},$$

где  $P_{действ i}$  – значение тяги, Н (экспериментальное значение);  $\dot{m}_{\Sigma i}$  – значение массового расхода, кг/с (экспериментальное значение).

Таким образом, теоретическое значение удельного импульса для сопла, работающего в составе стендовой камеры ЖРД, является функцией, зависящей от следующих параметров:  $I_{yд теор} = f(K_m^0, K_v, \alpha, p_k, p_a)$ .

### Результат обработки экспериментальных данных

В процессе испытаний были получены экспериментальные значения удельного импульса кольцевого сопла с плоским центральным телом и сопла Лавала при давлении в камере сгорания 0,5...0,85 МПа. Общее время испытаний составило 1080 секунд (3 цикла испытаний сопловых устройств по 360 секунд каждый цикл).

При обработке данных была выделена экспериментальная выборка, соответствующая следующим ограничениям:

- коэффициент избытка окислителя находится в диапазоне:  $\alpha = 0,9...1,1$ ;
- значение  $K_v$  находится в диапазоне:  $K_v = 0,1...1,1$ ;
- давление в камере сгорания:  $p_k > 506625$  Па.

Ограничения обусловлены исключением из выборки точек, значения которых не соответствуют стационарному режиму работы камеры.

Результат обработки экспериментальных данных по методике, приведённой выше, представлен на рис. 3.

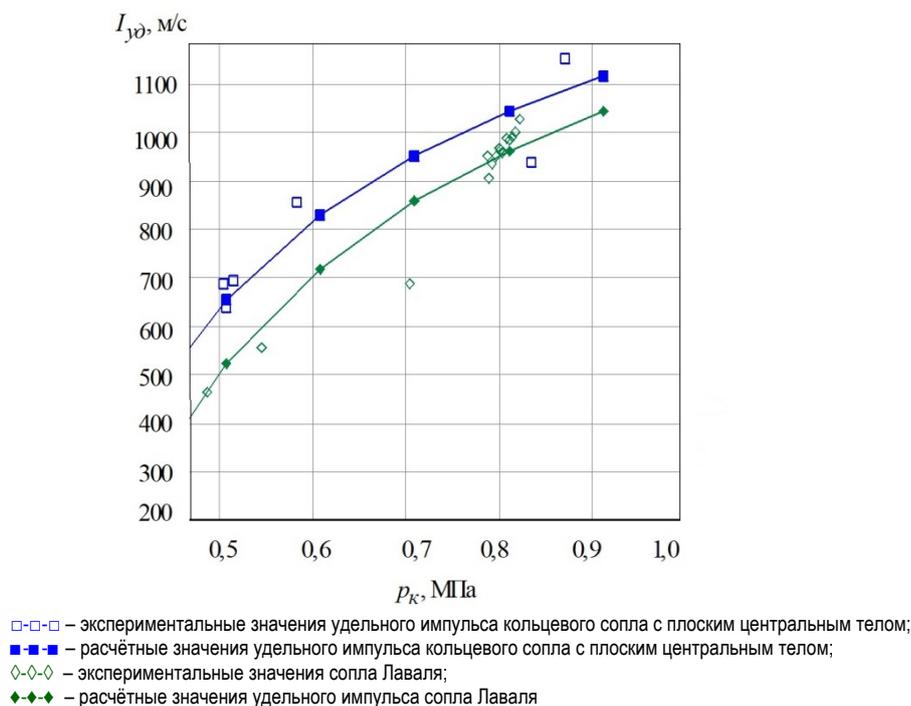


Рис. 3. График зависимости удельного импульса от давления в камере сгорания жидкостного ракетного двигателя с соплом Лавала и кольцевым соплом с плоским центральным телом

Анализ экспериментальных данных показывает, что в заданном диапазоне давлений удельный импульс камеры с кольцевым соплом с плоским центральным телом превышает значения удельного импульса с соплом Лавала на 10%.

### Заключение

В результате проведенных экспериментальных исследований можно сделать следующие выводы:

– подтверждена работоспособность кольцевого сопла с плоским центральным телом в составе работы трёхкомпонентной камеры ЖРД в диапазоне давлений в камере сгорания (5...8,5) атм., а также систем, обеспечивающих их работу, управление режимом, запуск/останов;

– проведено экспериментальное сравнение значения удельного импульса кольцевого сопла с плоским центральным телом и соплом Лавала в составе работы стендовой камеры ЖРД.

Сравнение результатов показывает, что значение удельного импульса кольцевого сопла с плоским центральным телом в составе стендовой камеры жидкостного ракетного двигателя на 10% превышает удельный импульс сопла Лавала в составе стендовой камеры. Результаты свидетельствуют об эффективном использовании кольцевого сопла в составе камеры ракетного двигателя.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в ходе реализации проекта «Создание опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ракетносителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечи-

вающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего», № FZWF-2020-0015.

Авторы выражают искреннюю благодарность инженерно-техническому персоналу и заведующему лабораторией кафедры «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова А.А. Галаджуну за плодотворное сотрудничество и за помощь в организации натурального эксперимента.

### Библиографический список

1. Засухин О.Н., Продан Н.В., Ильина Т.Е. Экспериментальные данные о режимах течения с внезапным расширением // Сборник научных статей «Донное давление» Международного научного подразделения Университета ИТМО «Механики и энергетических систем». Краснодар: Издательский Дом – Юг, 2016. С. 133-195.

2. Левин В.А., Мухин А.Н., Афонова Н.Е., Богданов В.Н., Григорьев А.А., Хмелевский А.Н. Визуализация течения и измерение тяги и давления газа в модели линейного двухщелевого сопла // Сборник тезисов «XLV Академические чтения по космонавтике», посвящённые памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных учёных – пионеров освоения космического пространства (30 марта-02 апреля 2021 г., Москва). Т. 3. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021. С. 346-349.

3. Богданов В.И., Ханталин Д.С. Выходные устройства с резонаторами-усилителями тяги для реактивных двигателей // Инженерно-физический журнал. 2022. Т. 95, № 2. С. 448-458.

4. Богданов В.И., Яковлев В.В., Дормидонтов А.К. Концепция пульсирующего ВРД на сжатом газе и с эжекторным усилителем тяги // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьёва. 2020. № 1 (52). С. 7-11.

## RESULTS OF EXPERIMENTAL EVALUATION OF THE POSSIBILITY OF USING AN ANNULAR NOZZLE WITH A FLAT CENTRAL BODY AS PART OF A STAND LIQUID ROCKET ENGINE CHAMBER

© 2024

**A. A. Kirshina** Senior Lecturer of the Department A8 Engines and Power Plants of Aircraft; Baltic State Technical University VOENMEH named after D.F. Ustinov, Saint-Petersburg, Russian Federation; [kirshina\\_aa@voenmeh.ru](mailto:kirshina_aa@voenmeh.ru)

**A. A. Levikhin** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Head of the Department A8 Engines and Power Plants of Aircraft; Baltic State Technical University VOENMEH named after D.F. Ustinov, Saint-Petersburg, Russian Federation; [levikhin\\_aa@voenmeh.ru](mailto:levikhin_aa@voenmeh.ru)

**A. Yu. Kirshin** Lecturer of the Department A8 Engines and Power Plants of Aircraft; Baltic State Technical University VOENMEH named after D.F. Ustinov, Saint-Petersburg, Russian Federation; [kirshin\\_aui@voenmeh.ru](mailto:kirshin_aui@voenmeh.ru)

One of the ways to increase the efficiency of a rocket engine chamber is to ensure the fixed nozzle operation in the design mode over the entire range of altitudes (ambient pressure) of engine operation. The paper presents the results of a full-scale experiment of the annular nozzle model with a flat central body. The purpose of the experiment was to evaluate the efficiency in terms of the specific impulse of the annular nozzle with a flat central body in comparison with the Laval nozzle. The tests were carried out at the “hot” bench of the Department “Engines and Power Plants of Aircraft” BSTU “VOENMEH” named after D.F. Ustinov. The generated high-temperature steam-gas was used as a working fluid, the experiment was carried out under terrestrial conditions. During the stand testing the readings of operating parameters (pressure, mass flow, thrust, components ratio) were recorded in automated mode. The parameters were changed by reconfiguring the appropriate elements of the pneumohydraulic system. Based on the processed results of the tests the efficiency of the annular nozzle with a flat central body was evaluated in comparison with the Laval nozzle, and the values of the experimental data were verified with the theoretically expected ones.

*Annular nozzle; Laval nozzle; experiment; research; specific impulse; rocket engine*

---

*Citation:* Kirshina A.A., Levikhin A.A., Kirshin A.Yu. Results of experimental evaluation of the possibility of using an annular nozzle with a flat central body as part of a stand liquid rocket engine chamber. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 4. P. 125-132. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-125-132

## References

1. Zasukhin O.N., Prodan N.V., Ilina T.E. Experimental data on operating modes with sharp expansion. *Collection of Scientific Articles «Bottom pressure» of the International Scientific Department of ITMO University «Mechanics and Energy Systems»*. Krasnodar: Publishing House – South, 2016. P. 133-195. (In Russ.)
2. Levin V.A., Muhin A.N., Afonina N.E., Bogdanov V.N., Grigoriev A.A., Khmelevsky A.N. Visualization of flow and measurements of thrust and gas pressure in model of linear dual slotted nozzle. *Sbornik Tezisov «XLV Akademicheskie Chleniya po Kosmonavtike», Posvyashchennye Pamyati Akademika S.P. Koroleva i Drugikh Vydayushchikhsya Otechestvennykh Uchenykh – Pionerov Osvoeniya Kosmicheskogo Prostranstva (March, 30 – April, 02, 2021, Moscow)*. V. 3. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2021. P. 346-349. (In Russ.)
3. Bogdanov V.I., Khantalin D.S. Exit devices with resonators-thrust amplifiers for jet engines. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. 2022. V. 95, Iss. 2. P. 441-451. DOI: 10.1007/s10891-022-02498-8
4. Bogdanov V.I., Yakovlev V.V., Dormidontov A.K. A concept of a pulsing compressed gas-operated ramjet engine with ejector augments. *Vestnik of P.A. Solovyov RSATA*. 2020. No. 1 (52). P. 7-11. (In Russ.)