

## СРАВНИТЕЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЁТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОГО ИССЛЕДОВАНИЯ КОЛЬЦЕВОГО СОПЛА С ПЛОСКИМ ЦЕНТРАЛЬНЫМ ТЕЛОМ

© 2024

- А. А. Киришина** старший преподаватель кафедры «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 «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 «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов»;  
Балтийский государственный технический университет  
«ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург;  
[kirshin\\_aidu@voenmeh.ru](mailto:kirshin_aidu@voenmeh.ru)

Одним из способов повышения удельных характеристик двигательной установки средства выведения полезной нагрузки в околоземное пространство является обеспечение возможности работы нерегулируемого сопла на расчётном режиме на всём активном участке траектории полёта. Такое сопло должно быть компактным, лёгким, хорошо охлаждаемым. Для детальной отработки возможности внедрения сопла в состав камеры ракетного двигателя необходимо иметь возможность оперативной оценки истинного значения тяги и удельного импульса, которое может достигнуть камера с таким соплом. В данной статье представлены результаты расчёта тяги и удельного импульса, полученные по инженерной методике, которые сравниваются с результатами численного моделирования. Расчёт проводился для атмосферного и высотного участков траектории полёта средства выведения. Приводится сравнение результатов расчёта с экспериментальными значениями удельного импульса, полученными на стендовой камере ракетного двигателя при условиях работы в атмосфере. Приведённые результаты могут быть применены как для оценки новых, так и для усовершенствования существующих конструкций сопел широкодиапазонных ракетных двигателей.

*Кольцевое сопло; численное моделирование; тяга; удельный импульс; ракетный двигатель*

---

**Цитирование:** Киришина А.А., Левихин А.А., Киришин А.Ю. Сравнительные результаты расчётно-теоретического исследования кольцевого сопла с плоским центральным телом // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 2. С. 28-39.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-28-39

### Введение

Одним из способов совершенствования ракетных двигателей является применение в составе камеры двигателя перспективных схем сопел с внешним расширением: тарельчатых сопел, сопел с внешним расширением (штыревое, aerospike) [1], с внешним расширением и управляемой подачей/отбором продуктов сгорания в донную область (штыревое аэродинамическое), тарельчатых, щелевых сопел и других [2]. Одной из перспективных схем двигателя с аэродинамическим соплом является кольцевое сопло с плоским центральным телом, которое является модификацией кольцевого сопла со сферической каверной [3; 4]. Такое сопло отличается бесколебательной перестройкой ударно-волновой структуры, в чём и состоит его преимущество по сравнению с кольцевыми соплами внешнего расширения. Наличие центральной застойной области, давление в которой выше наружного, эквивалентно профилированному центральному телу с

переменной геометрией. Тяговые характеристики такого сопла на малых высотах близки к характеристикам кольцевых сопел с внешним расширением, а на больших высотах – к характеристикам сопел Лавалья. Недостатком кольцевого сопла с плоским центральным телом являются повышенные потери давления заторможенного потока в струе за счёт образования отрывного циркуляционного течения в донной области [5]. Этот недостаток компенсируется важными конструктивными преимуществами. Сопло такого типа компактнее, легче, чем aerospike, не имеет проблем с охлаждением, формирует компактную струю за счёт того, что на его кромках поток развернут к оси, обладает повышенной энергоэффективностью при работе в плотных слоях атмосферы.

Одной из нерешённых на сегодняшний день задачей является формирование облика сопла, у которого механико-геометрические соотношения в потоке соответствуют максимальной тяге, удельному импульсу. Одним из способов решения данной задачи является использование подхода сочетания полуэмпирической модели и CFD моделирования, на основании которых базируется инженерная методика, позволяющая производить оценку величины тяги и, как следствие, возможность оценить значение удельного импульса камеры [6].

В данной работе решается задача сравнения результатов расчёта по инженерной методике с результатами численного моделирования и экспериментом. Объектом исследования является кольцевое сопло с плоским центральным телом. Его геометрия представлена на рис. 1, а макет прошёл натурные испытания на лабораторном стенде.

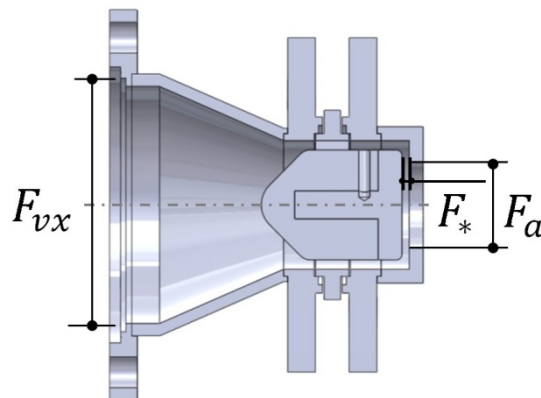


Рис. 1. Геометрия кольцевого сопла с плоским центральным телом:

$F_{vx}$  – площадь входного сечения;  $F_*$  – площадь критического сечения (кольцевого зазора);

$F_a$  – площадь выходного сечения сопла

Определяющими размерами сопла являются площадь критического сечения (площадь кольцевого зазора)  $F_* = 2,55 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$ , площадь выходного сечения сопла  $F_a = 7,52 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$ , площадь входного сечения сопла  $F_{vx} = 5,67 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$ .

### Расчёт тяги по инженерной методике

Аналитическая оценка тяги была произведена в соответствии с инженерной методикой расчёта тяги сопла [6] по формуле (1), в соответствии со схемой, представленной на рис. 2:

$$P_f = \dot{m} W_* (g - k_{w*}) + p_k [-F_{ct} k_{ct} - F_a (k_a + f) - F_{vx} k_{vx}], \quad (1)$$

где  $P_f$  – тяга;  $\dot{m}$  – суммарный массовый расход;  $W_*$  – скорость в критическом сечении;  $p_k$  – давление в камере сгорания;  $F_i$  – площадь соответствующего сечения;  $g, f, k_{w*}, k_{ct}, k_a, k_{vx}$  – расчётные коэффициенты.

Расчёт справедлив при выполнении следующих условий и ограничений:  
 $F_{out2} = F_{ct} - F_a$ ;  $F_{out1} = F_{vx} - F_{ct}$ ;  $F_{ct1} = F_{ct} - F_a$ ;  $F_{ct2} = F_a$ .

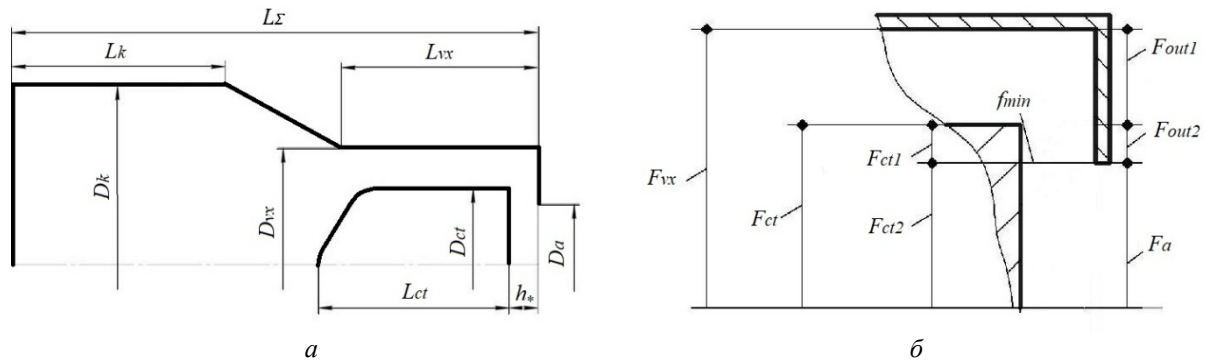


Рис. 2. Схема определения профиля камеры:

а – основные размеры камеры; б – размеры выходного сечения сопла;

$h_*$  – щелевой зазор;  $D_i$  – диаметр соответствующего сечения;  $L_i$  – длина соответствующего сечения;

$F_i$  – площадь соответствующего сечения;  $f_{min}$  – площадь минимального сечения;

$F_{out1}, F_{out2}$  – площади стенок выходного сечения сопла;  $F_{ct1}, F_{ct2}$  – площади стенок центрального тела

Расчётные коэффициенты не зависят от давления внешней среды и принимаются равными  $k_{ct} = 0,044$ ;  $k_a = 0,078$ ;  $k_{vx} = 0,034$ ;  $k_{w*} = 0,189$ . Коэффициенты  $g, f$  – зависят от давления внешней среды и определяются по рис. 3. Значения тяги в диапазоне высот от 0 до 100 км представлены на рис. 4.

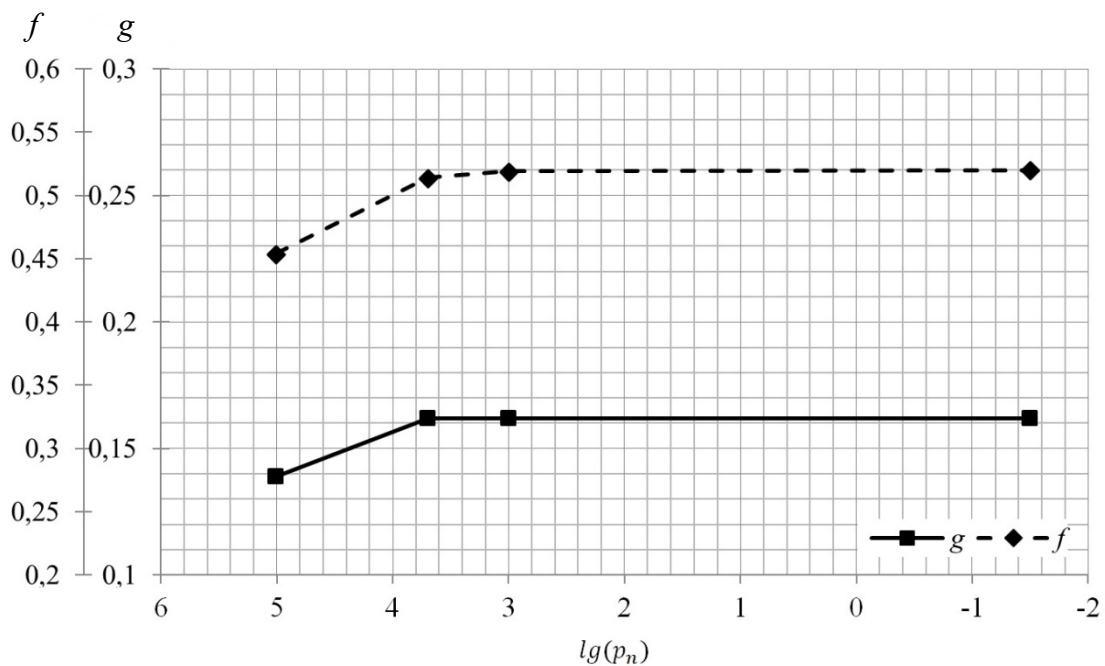


Рис. 3. Изменение коэффициентов давления и скорости от внешнего давления  $p_n$

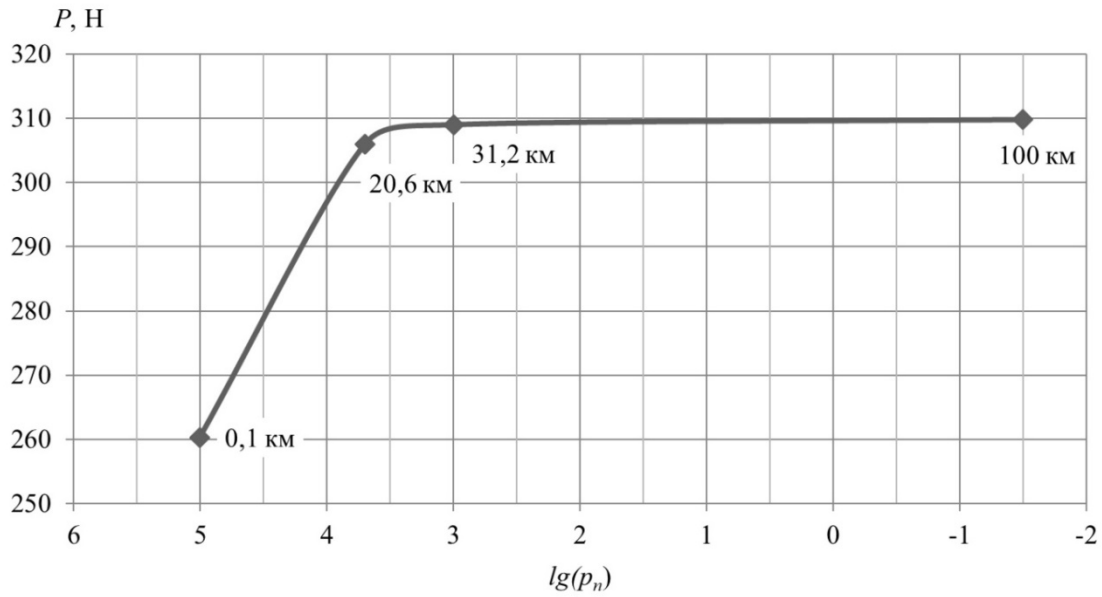


Рис. 4. Результат расчёта тяги сопла по инженерной методике

### Расчёт тяги камеры численным моделированием

Двумерная задача решается в стационарной осесимметричной постановке в расчётном пакете программ ANSYS Fluent. В рамках математической модели применяются осреднённые по числу Рейнольдса уравнения Навье-Стокса для идеального газа:

– уравнение сохранения массы для двумерной стационарной осесимметричной постановки задачи:

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho v_x) + \frac{\partial}{\partial r}(\rho v_r) + \frac{\rho v_r}{r} = 0, \quad (2)$$

где  $\rho$  – плотность, кг/м<sup>3</sup>;  $v_x$  – осевая скорость, м/с;  $v_r$  – радиальная скорость, м/с;  $r$  – радиальная координата;  $x$  – осевая координата;

– уравнение сохранения импульса в двумерной стационарной осесимметричной постановке задачи принимает вид:

а) уравнение сохранения осевого импульса:

$$\begin{aligned} \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x}(r \rho v_x v_x) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v_r v_x) = \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x} \left[ r \mu \left( 2 \frac{\partial v_x}{\partial x} - \frac{2}{3} \left( \frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_r}{\partial r} + \frac{v_r}{r} \right) \right) \right] + \\ + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[ r \mu \left( 2 \frac{\partial v_x}{\partial r} + \frac{\partial v_r}{\partial x} \right) \right], \end{aligned} \quad (3)$$

где  $\mu$  – динамическая вязкость, кг/(м·с);

б) уравнение сохранения радиального импульса:

$$\begin{aligned} \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x}(r \rho v_x v_r) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v_r v_r) = -\frac{\partial p}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x} \left[ r \mu \left( 2 \frac{\partial v_r}{\partial x} + \frac{\partial v_x}{\partial r} \right) \right] + \\ + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[ r \mu \left( 2 \frac{\partial v_r}{\partial r} - \frac{2}{3} \left( \frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_r}{\partial r} + \frac{v_r}{r} \right) \right) \right] - 2 \mu \frac{v_r}{r^2} + \frac{2}{3} \frac{\mu}{r} \left( \frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_r}{\partial r} + \frac{v_r}{r} \right); \end{aligned} \quad (4)$$

– уравнение сохранения энергии:

$$\frac{\partial}{\partial x_i} [u_i (\rho E + p)] = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( k_T + \frac{c_p \mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial x_j} + u_i (\tau_{ij})_{eff} \right],$$

где  $u_i$  – скорость потока, м/с;  $E$  – полная энергия, Дж;  $p$  – давление, Па;  $k_T$  – коэффициент теплопроводности Вт/(м·К);  $c_p$  – удельная теплоёмкость, Дж/(кг·К);  $\mu_t$  – турбулентная вязкость, кг/(м·с);  $Pr_t$  – турбулентное число Прандтля;  $T$  – температура, К;  $(\tau_{ij})_{eff}$  – тензор девиаций напряжений.

Система уравнений дополняется SST-модификацией  $k-\omega$  модели турбулентности [7]. Модель турбулентности  $k-\omega$ -SST показывает хорошую сходимость с результатами экспериментов [8; 9] и описывается уравнениями:

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k, \quad (5)$$

где  $k$  – кинетическая энергия турбулентности, Дж/кг;  $\Gamma_k$  – эффективный коэффициент диффузии;  $G_k$  – интенсивность турбулентной кинетической энергии;  $Y_k$  – кинетическая энергия диссипации;

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega, \quad (6)$$

где  $\omega$  – удельная скорость рассеивания турбулентности, 1/с;  $\Gamma_\omega$  – эффективная диффузионная способность  $\omega$ ;  $G_\omega$  – интенсивность  $\omega$ ;  $Y_\omega$  – диссипация  $\omega$ ;  $D_\omega$  – перекрёстная диффузия.

Для связи давления и скорости в программной среде используется алгоритм Coupled. Для аппроксимации по давлению применяется схема второго порядка точности, для аппроксимации по плотности, скорости, турбулентно-кинетической энергии, удельной скорости диссипации и энергии используется MUSCL схема третьего порядка точности.

Для проведения расчёта строится тетраэдрическая неструктурированная сетка. Размеры ячеек сетки: минимальная сторона двумерной ячейки  $1,66 \cdot 10^{-6}$  м<sup>2</sup>, максимальная сторона двумерной ячейки  $1,36 \cdot 10^{-2}$  м<sup>2</sup>. Количество расчётных ячеек 760359, узлов 383897 (рис. 5, а). Для повышения качества расчёта пограничного слоя сетка сгущается к внутренним стенкам камеры. Высота первого слоя  $1,7 \cdot 10^{-6}$  м, скорость роста 1,2. Количество слоёв 10. Размер сеточных элементов у стенки обеспечивает  $y^+ \approx 1$  [10] (рис. 5, б).

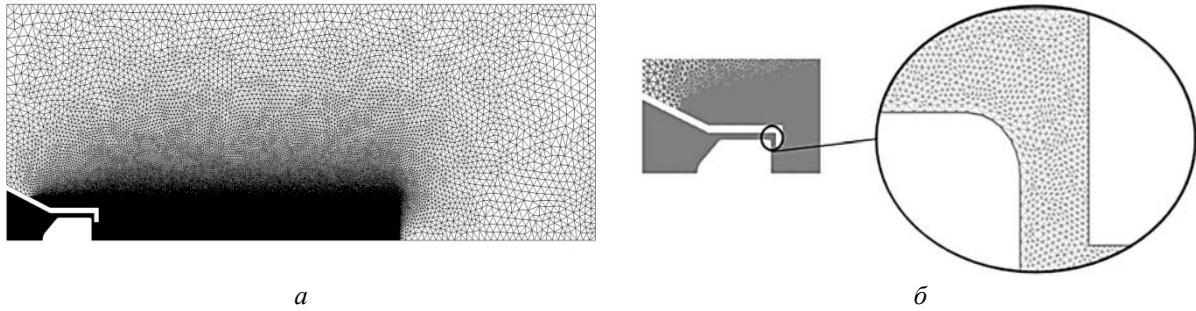


Рис. 5. Расчётная сетка: а – общий вид; б – пристенок

При расчёте используются следующие типы граничных условий: “Symmetry” для боковых стенок сектора; “Wall” без скольжения потока для стенок камеры; “Inlet mass flow” с заданием массового расхода, статического давления, температуры торможения и с интенсивностью турбулентности 5% для торца камеры сгорания. “Pressure outlet” с заданием давления заторможенного потока и температуры окружающей среды для торцов выходной области с интенсивностью турбулентности 5%.

Расчёт проводился для точки со следующими значениями параметров: суммарный массовый расход равен 0,253 кг/с, избыточное давление в камере сгорания 810600 Па, температура потока 1086 К.

На выходе из расчётной области устанавливается статическое давление и температура, соответствующая параметрам атмосферы в наземных условиях и на высоте 100000 м над уровнем моря. Параметры изменяются от 101325 Па/288,15 К до 0,0319 Па/196 К в соответствии с ГОСТ 4401-81 «Атмосфера стандартная. Параметры».

Численный расчёт тяги сопла в программном комплексе ANSYS Fluent осуществлялся методом численного интегрирования давления, распределённого по стенкам сопла, исключая силы аэродинамического сопротивления. Полученное значение суммируется со значением давления, действующего на торец камеры сгорания.

### Валидация численного метода расчёта

Валидация численного метода расчёта проводилась на примере сопла с геометрией Лавала, путём сравнения результатов расчёта тяги в программной среде с результатами расчёта тяги по аналитическим зависимостям [2]:

$$P = P_{расч} + F_a (p_a - p_n), \quad (7)$$

$$P_{расч} = \dot{m}_{\Sigma} \sqrt{2n/(n-1)RT_k \left[ 1 - \left( p_a/p_k \right)^{\frac{n-1}{n}} \right]}, \quad (8)$$

где  $p_k$  – давление в камере сгорания, Па;  $p_a$  – давление на срезе сопла, Па;  $n$  – показатель процесса;  $R$  – газовая постоянная в камере, Дж/(кг·К);  $T_k$  – температура в камере сгорания, К.

Расчётный режим работы сопла Лавала осуществлялся при давлении  $p_a = p_n = 50000$  Па. Расчёт тяги на нерасчётном режиме проводился при значении давления окружающей среды  $p_n = 101325$  Па.

Результаты расчётов тяги сопла с помощью численного моделирования и вычисленные по аналитическим зависимостям (7), (8) представлены в табл. 1.

Таблица 1. Сравнение тяги сопла Лавалья

Условие истечения	Значение тяги, Н	
	Численное моделирование	Аналитические зависимости
$p_n = 101325$ Па	268	267
$p_n = p_a = 50000$ Па	307	306

В результате вычисления значений тяги в программной среде и по аналитическим зависимостям получены схожие значения. Таким образом, расчёт численным моделированием может считаться достоверным и применимым для моделирования процессов в камере ракетного двигателя с кольцевым соплом с плоским центральным телом.

### **Обработка результатов численного моделирования**

В результате численного моделирования камеры широкодиапазонного ракетного двигателя были построены эпюры скорости (рис. 6) и статического давления (рис. 7) на расчётном режиме работы сопла.



Рис. 6. Эпюра скоростей течения рабочего тела в объёме сопла по результатам численного моделирования (давление окружающей среды  $p_n = 50000$  Па)

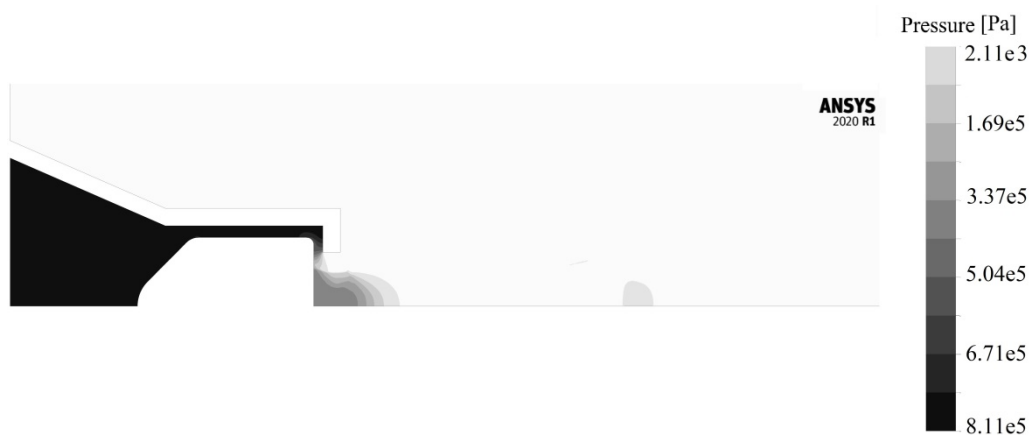


Рис. 7. Эпюра статического давления рабочего тела в объёме сопла по результатам численного моделирования (давление окружающей среды  $p_n = 50000$  Па)

Численный расчёт тяги сопла в программном комплексе ANSYS Fluent осуществлялся методом численного интегрирования давления, распределённого по стенкам сопла, исключая силы аэродинамического сопротивления. Полученное значение суммируется со значением давления, действующего на торец камеры сгорания. Результаты по тяге, полученные методом численного моделирования для диапазона высот от 0 до 31,2 км, представлены на рис. 8.

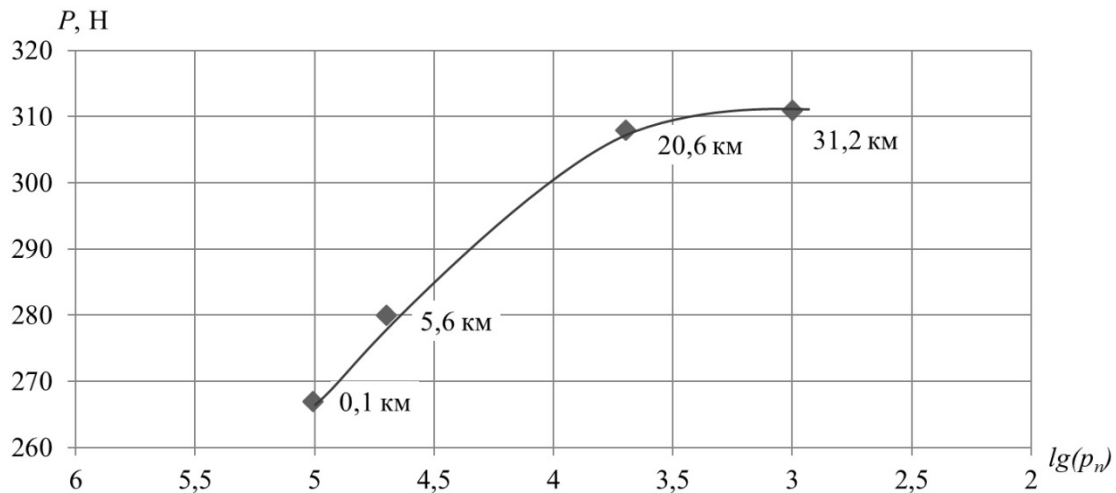


Рис. 8. Результат расчёта тяги сопла методом численного моделирования

### Сравнение с экспериментом

Испытания неохлаждаемого макета кольцевого сопла с плоским центральным телом в составе камеры ракетного двигателя проводились на лабораторном стенде на кафедре «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов» БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова. Лабораторный стенд включает: систему подачи рабочих компонентов и систему охлаждения, камеру жидкостного ракетного двигателя, объект испытаний. В качестве основных компонентов топлива приняты кислород газообразный и водный раствор этанола 30%об. Для достижения рабочей температуры, не превышающей 1100 К, на входе в сопловое устройство проводилась балластировка водой продуктов сгорания. Во время работы стенда производилась автоматизированная регистрация и запись параметров, обеспечивающих формирование условий испытаний и определяющих характеристики объекта: давления, температуры, массовых расходов, тяги.

В процессе испытаний были получены экспериментальные значения тяги и удельного импульса кольцевого сопла с плоским центральным телом при давлении в камере сгорания 506625, 607950, 709275, 861262,5 Па. 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.

Представленные ограничения обусловлены исключением из выборки точек, значения которых не соответствуют стационарному режиму работы камеры. Результат обработки экспериментальных данных представлен на рис. 9.



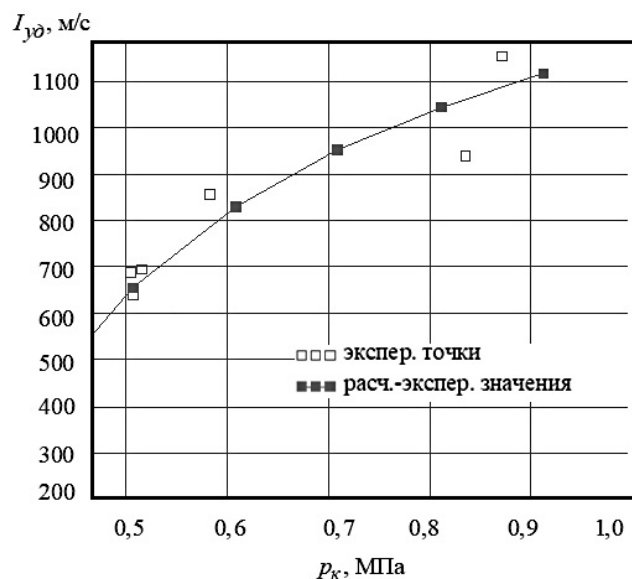


Рис. 9. Зависимость удельного импульса от давления в камере сгорания:  $I_{y\partial} = f(p_k)$

Сравнение результатов численного моделирования, расчёта по инженерной методике с результатами эксперимента проводилось для точки соответствующей давлению 810600 Па. Значение удельного импульса определялось по формуле:

$$I_{y\partial} = \frac{P}{\dot{m}_{\Sigma}}$$

Сравнение результатов удельного импульса, полученных численным методом, по инженерной методике и в эксперименте представлено в табл. 2.

Таблица 2. Сравнение тяги кольцевого сопла с плоским центральным телом

Условие течения	Значение удельного импульса, м/с		
	Численное моделирование	Инженерная методика	Эксперимент
$p_k = 810600$ Па $p_n = 101325$ Па	1056	1050	1040

Представленные результаты сравнения показывают удовлетворительную сходимость: отличие между экспериментальным значением и значениями, полученными методами численного моделирования и по инженерной методике, составляет 10-15%, при этом отличие результатов численного моделирования и по инженерной методике составляет не более 3%.

### Заключение

В работе показаны результаты оценки тяги и удельного импульса ракетного двигателя с кольцевым соплом с плоским центральным телом. Сравнение расчётов по инженерной методике с расчётами, выполненными численным методом, показали, что оба этих метода позволяют получать результаты с погрешностью, не превышающей 3%. В свою очередь, применение методик вычислительного эксперимента трудоёмко и требует выполнения большого количества вычислений.

Экспериментальные данные точки, соответствующей предварительно проведённым расчётам, отличаются от расчётных на 15%. Учитывая несовершенство протекания рабочих процессов на стендовой камере жидкостного ракетного двигателя, а также ряд допущений и ограничений при расчёте численным моделированием и по инженерной методике, такая расходимость может быть допустимой.

### Благодарности

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 сверхлёгких ракет-носителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего», № FZWF-2020-0015.

### Библиографический список

1. Ваулин С.Д., Хажихметов К.И. Жидкостные ракетные двигатели с центральным телом: состояние и перспективы // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2021. № 10 (739). С. 74-83. DOI: 10.18698/0536-1044-2021-10-74-83
2. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учебник для вузов. Москва: МГТУ им. Баумана, 2020. 472 с.
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. Бачурин А.Б., Русак А.М., Стрельников Е.В., Целищев В.А. Экспериментальные и теоретические исследования особенностей течения в регулируемых соплах с центральным телом // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2010. Т. 14, № 5 (40). С. 52-61.
5. Засухин О.Н., Продан Н.В., Ильина Т.Е. Экспериментальные данные о режимах течения с внезапным расширением // Сборник научных статей Международного научного подразделения Университета ИТМО «Механики и энергетических систем» «Донное давление». Краснодар: Издательский Дом – Юг, 2016. С. 133-195.
6. Киршина А.А., Левихин А.А., Киршин А.Ю. Численная методика расчёта тяги сопла широкодиапазонного ракетного двигателя // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2022. Т. 22, № 5. С. 1016-1024. DOI: 10.17586/2226-1494-2022-22-5-1016-1024
7. Hakim K., Toufik H., Mouloudj Y. Study and simulation of the thrust vectoring in supersonic nozzles // Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences. 2022. V. 93, Iss. 1. P. 13-24. DOI: 10.37934/arfmts.93.1.1324
8. Chaudhuri A., Hadjadj A. Numerical investigations of transient nozzle flow separation // Aerospace Science and Technology. 2016. V. 53. P. 10-21. DOI: 10.1016/j.ast.2016.03.006
9. Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA Journal. 1994. V. 32, Iss. 8. P. 1598-1605. DOI: 10.2514/3.12149
10. Chaudhuri A., Hadjadj A. Numerical investigations of transient nozzle flow separation // Aerospace Science and Technology. 2016. V. 53. P. 10-21. DOI: 10.1016/j.ast.2016.03.006

## COMPARATIVE RESULTS OF COMPUTATIONAL AND THEORETICAL STUDY OF THE ANNULAR NOZZLE WITH A FLAT CENTRAL BODY

© 2024

- A. A. Kirshina** Senior Lecturer of the Department of Aircraft Engines and Power Plants; Baltic State Technical University VOENMEH named after D.F. Ustinov, St. 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 of Aircraft Engines and Power Plants; Baltic State Technical University VOENMEH named after D.F. Ustinov, St. Petersburg, Russian Federation; [levikhin\\_aa@voenmeh.ru](mailto:levikhin_aa@voenmeh.ru)
- A. Yu. Kirshin** Lecturer of the Department of Aircraft Engines and Power Plants; Baltic State Technical University VOENMEH named after D.F. Ustinov, St. Petersburg, Russian Federation; [kirshin\\_aiu@voenmeh.ru](mailto:kirshin_aiu@voenmeh.ru)

One of the ways to improve specific characteristics of the power plant of a launch vehicle for ladeploying payload to the near-Earth space is to provide the possibility of operation of a fixed nozzle in the design mode over the whole active leg of the flight trajectory. The nozzle should be compact, lightweight, well-cooled. For detailed testing of the possibility of introducing a nozzle into the rocket engine chamber it is necessary to be able to quickly assess the true value of the thrust and the specific impulse the chamber with such a nozzle can achieve. This article presents the results of comparison of the thrust and specific impulse, obtained during calculations using engineering methods, numerical modeling for the atmospheric section and high-altitude sections of the trajectory. The results of the calculation are compared with the experimental values of the specific impulse obtained on the rocket engine test-bed under atmospheric operating conditions. These results can be effectively applied both to evaluate new and to improve existing nozzle designs of wide-range rocket engines.

*Annular nozzle; numerical modeling; thrust; specific impulse; rocket engine*

---

**Citation:** Kirshina A.A., Levikhin A.A., Kirshin A.Yu. Comparative results of computational and theoretical study of the annular nozzle with a flat central body. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 2. P. 28-39. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-28-39

### References

1. Vaulin S.D., Khazhiakhmetov K.I. The state-of-the-art and prospects of aerospike engines. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*. 2021. No. 10 (739). P. 74-83. (In Russ.). DOI: 10.18698/0536-1044-2021-10-74-83
2. Dobrovolskiy M.V. *Zhidkostnyye raketnyye dvigateli. Osnovy proektirovaniya: uchebnik dlya vuzov* [Liquid rocket engines. Fundamentals of design: textbook]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2020. 472 p.
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. Bachurin A.B., Rusak A.M., Strelnikov E.V., Celischev V.A. Experimental and theoretical researches of features of the current in adjustable nozzles with the central body. *Vestnik UGATU*. 2010. V. 14, no. 5 (40). P. 52-61. (In Russ.)
5. Zasuhin O.N., Prodan N.V., Ilina T.E. Eksperimental'nye dannye o rezhimakh techeniya s vnezapnym rasshireniem. Sbornik nauchnykh statey Mezhdunarodnogo nauchnogo podrazdeleniya Universiteta ITMO «Mekhaniki i Energeticheskikh Sistem» «Donnoe Davlenie». Krasnodar: Izdatel'skiy Dom – Yug Publ., 2016. P. 133-195. (In Russ.)
6. Kirshina A.A., Levikhin A.A., Kirshin A.Yu. Numerical method for calculating the nozzle thrust of a wide-range rocket engine. *Scientific and Technical Journal of Information*

*Technologies, Mechanics and Optics*. 2022. V. 22, no. 5. P. 1016-1024. (In Russ.). DOI: 10.17586/2226-1494-2022-22-5-1016-1024

7. Hakim K., Toufik H., Mouloudj Y. Study and simulation of the thrust vectoring in supersonic nozzles. *Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences*. 2022. V. 93, Iss. 1. P. 13-24. DOI: 10.37934/arfmts.93.1.1324

8. Chaudhuri A., Hadjadj A. Numerical investigations of transient nozzle flow separation. *Aerospace Science and Technology*. 2016. V. 53. P. 10-21. DOI: 10.1016/j.ast.2016.03.006

9. Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*. 1994. V. 32, Iss. 8. P. 1598-1605. DOI: 10.2514/3.12149

10. Chaudhuri A., Hadjadj A. Numerical investigations of transient nozzle flow separation. *Aerospace Science and Technology*. 2016. V. 53. P. 10-21. DOI: 10.1016/j.ast.2016.03.006