

Расчетное исследование влияния геометрии штыревого сопла и условий полета на тяговые характеристики

© К.А. Таран, К.В. Федотова

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

Численное исследование истечения из модельных остроконечного и укороченного штыревых сопел проведено при различных степенях расширения газа и числах Маха спутного потока. Расчеты выполнены в двумерной осесимметричной стационарной постановке и основаны на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса, замкнутых моделью турбулентности $k - \omega$ SST и уравнением состояния идеального газа. Полученные распределения относительного давления по длине штыря валидированы по имеющимся экспериментальным данным, и проведено их сравнение при разных числах Маха. Анализ значений коэффициента тяги критической части при четырех числах Маха спутного потока показал, что с повышением скорости полета коэффициент тяги увеличивается при дозвуковом потоке и уменьшается при сверхзвуковом. Отмечено, что за счет укорочения штыревого сопла достигается значительное преимущество в массе при небольшой потере тяги.

Ключевые слова: штыревое сопло, численное исследование, дозвуковой поток, сверхзвуковой поток, спутный поток, коэффициент тяги

Введение. Теоретические исследования показали, что применение сопел с внешним расширением, например кольцевого сопла с плоским центральным телом (ЦТ), позволяет повысить тяговые характеристики двигателя до 7 % по сравнению с использованием круглых сопел [1]. Сопла данного класса называют саморегулирующимися, так как они непрерывно подстраиваются под окружающие условия. В ходе исследований, проводимых в целях улучшения энергетических характеристик жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) для увеличения массы полезного груза, выводимого на околоземные орбиты, а также для полетов на Луну и Марс, установлено, что при одинаковом уровне тяги в компоновке со штыревым соплом его можно изготовить короче обычного более чем в 2 раза [2]. Это позволит создавать многокамерные маршевые двигательные установки (ДУ) со штыревыми соплами для многоступенчатых ракет-носителей (РН), используемых, например, для выведения группировки спутников на низкую околоземную орбиту [3]. Таким образом, интерес к исследованиям штыревых сопел обусловлен их существенно меньшими габаритами и массой по сравнению с классическими круглыми соплами, возможностью размещения турбо-насосного агрегата (ТНА) и запорно-регулирующей арматуры внутри ЦТ, а также параллельным расположением ступеней РН [4]. Помимо этого, на практике штыревые сопла выгодно использовать при

значительном укорочении ЦТ с целью уменьшения веса и поверхности теплообмена [5]. Однако, несмотря на отмеченные преимущества таких сопел, они пока не нашли практического применения на современных ракетах из-за наличия ряда нерешенных проблем. Возникают затруднения также с описанием истечения из сопла во время полета ракеты, что делает регулирование тяги достаточно сложным. Для того чтобы эффективно регулировать тягу, нужно точно понимать характер ее изменения в зависимости от скорости полета летательного аппарата и давления окружающей среды.

Формирование облика штыревого сопла, у которого механико-геометрические соотношения в потоке соответствуют максимальной тяге и удельному импульсу, а также определение этих параметров в зависимости от скорости полета представляют собой непростые задачи. Классическим методом их решения является проведение экспериментальных исследований, но они могут оказаться сравнительно дорогими и сложными в постановке. Еще один способ справиться с ними, в частности оценить величину удельного импульса, — применить полуэмпирические методы численного моделирования [6].

В работе [7] исследуется модельный двигатель с ЦТ, для которого получены качественные результаты, показывающие возрастание вклада ЦТ в создание тяги при увеличении его диаметрального размера. Важные численные исследования по сравнению сопел с остроконечным и с укороченным ЦТ приведены в [5, 8–10]. Следует отметить, что немаловажным критерием качества полученных значений является подтверждение их экспериментальным путем [6, 11].

В перспективе численное исследование может помочь и при проектировании системы охлаждения ЦТ, где определение распределения параметров по длине штыря считается первостепенной задачей [12, 13].

Особый интерес вызывает и численное исследование истечения такой струи в спутный дозвуковой, трансзвуковой и сверхзвуковой потоки. Это позволяет предварительно оценить тяговые характеристики двигателя во время полета ракеты. Некоторые результаты таких расчетов приведены в [14, 15]. Поскольку принцип работы штыревого сопла основан на способности саморегулирования, целесообразно рассмотреть задачи о структуре сверхзвуковой струи газа, истекающей из сопла в спутный поток. Данные, полученные в [14], демонстрируют изменения системы скачков уплотнения в этой струе, что приводит, в свою очередь, к изменению тяги двигателя.

Следует отметить, что в многочисленных зарубежных работах представлены численные исследования истечения газа и рассмотрены характерные скачки уплотнения в струе. Например, в [11] проведена с помощью ANSYS Fluent оптимизация исходного остроконечного штыревого сопла, выполненная на основе анализа полей течения, до

укороченного сопла. С целью повышения тяговых характеристик в укороченном сопле в донную область был обеспечен дополнительный вдув газа. В работах [5, 16] представлены результаты численного исследования течения в штыревых соплах с помощью OpenFOAM, а также распределения давления и числа Маха по длине штыря. Следовательно, наибольший интерес представляет изучение изменения положения скачков, которое существенно влияет на тяговые характеристики ДУ.

Цель данной работы — разработка алгоритма расчета газодинамических особенностей течения в штыревом сопле при изменении параметров спутного потока.

Математическая модель. Объектом исследования является ракетный двигатель со штыревым соплом и кольцевой камерой сгорания (КС). В качестве модельного штыревого сопла рассматривается осесимметричное ЦТ, полученное путем предварительного расчета течения невязкого газа (воздуха) в сверхзвуковой части сопла методом характеристик с учетом условий равномерно-параллельного течения на выходе из сопла. На основании теоретического контура на кафедре «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана получен конструктивный облик модельного штыревого сопла (рис. 1) в двух исполнениях — остроконечное и укороченное, координаты характерных точек штыря приведены в табл. 1.

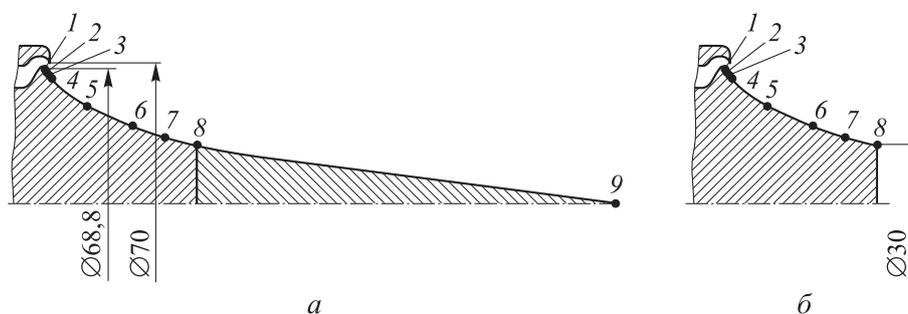


Рис. 1. Конструктивный облик модельного остроконечного (а) и укороченного (б) штыревого сопла:
1–9 — характерные точки

Таблица 1

Координаты контура штыря

Параметр, мм	Длина L и радиус R штыря в точках								
	1	2	3	4	5	6	7	8	9
L	0	0,3	0,8	3,3	10,7	22,3	30,3	38,3	144,3
R	34,4	33,7	32,6	30	25	20	17,2	15	0

Истечение модельного рабочего тела (воздуха) с учетом переменной вязкости в свободный объем и в спутный дозвуковой, трансзвуковой и сверхзвуковой потоки исследуется для остроконечного и укороченного штыревых сопел, расчетная область и расчетная сетка которых приведены на рис. 2.

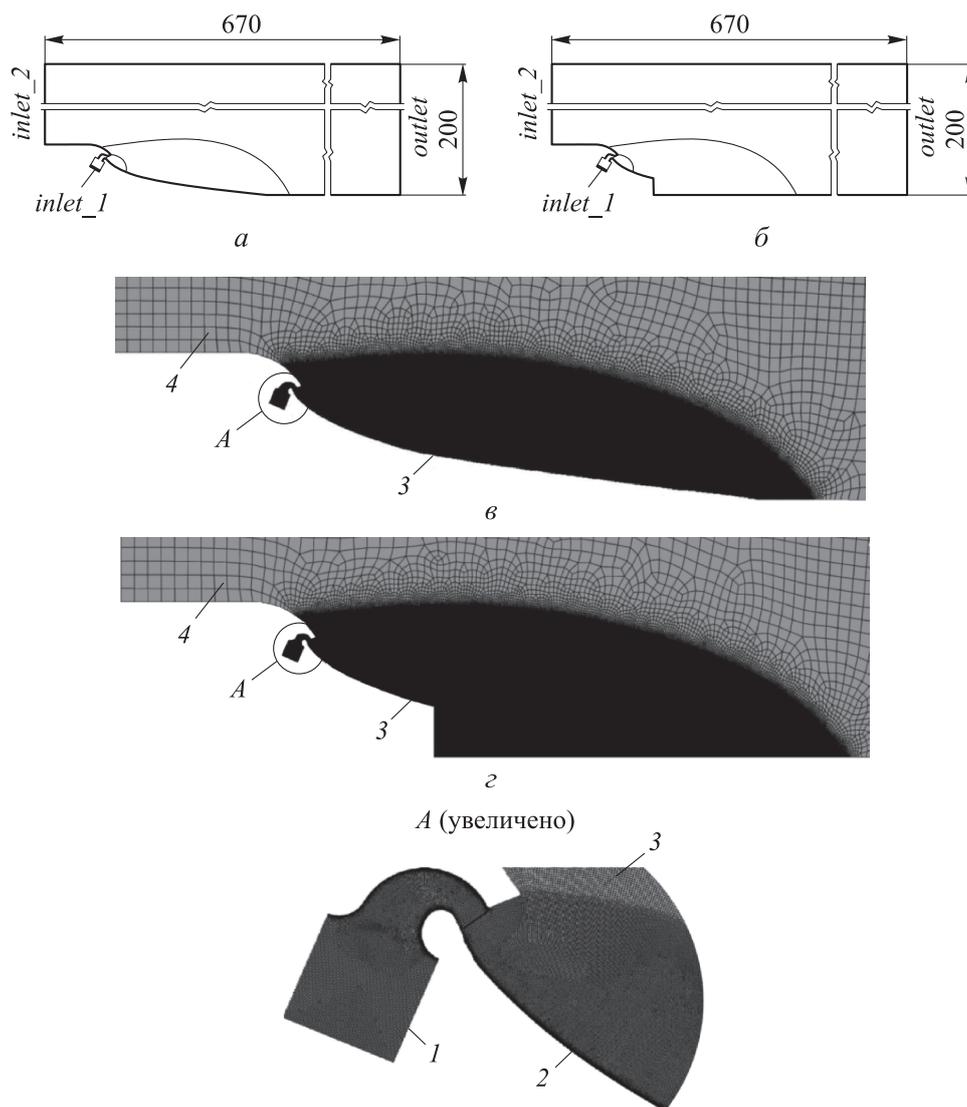


Рис. 2. Схема расчетной области остроконечного (а) и укороченного (б) штыревых сопел, расчетной сетки остроконечного (в) и укороченного (г) таких сопел, в области камеры сгорания:

1 — кольцевая камера сгорания; 2 — трансзвуковая область течения газа; 3 — сверхзвуковая область течения газа; 4 — свободный объем

Были заданы следующие граничные условия:

– основной вход газа (inlet_1 на рис. 2, а, б), где задается давление в камере сгорания p_k , рассчитанное через степень расширения газа $\varepsilon = p_k/p_\infty$, равную 13; 33; 67;

– дополнительный вход (inlet_2 на рис. 2, а, б), где задается число Маха спутного потока M_∞ , составляющее 0; 0,6; 1,2; 2;

– выход (outlet на рис. 2, а, б) с давлением окружающей среды $p_\infty = 0,101$ МПа.

Расчетная область разбита на сетку с целью применения метода контрольного объема для численного моделирования истечения из представленного модельного штыревого сопла. Она разделена на несколько областей (см. рис. 2, в, г): кольцевую камеру сгорания 1, трансзвуковую область течения 2, сверхзвуковую область течения 3, а также область 4 спутного потока газа. В местах больших градиентов, при переходе от камеры к сверхзвуковой области течения газа, выполнено сгущение сетки, при этом y^+ принимает значения до 5. В области свободного объема размер ячеек составляет 4 мм, в сверхзвуковой области — 0,1 мм.

Для моделирования истечения сверхзвуковой струи в спутный поток газа в осесимметричной двумерной стационарной постановке используется система дифференциальных уравнений, включающая в себя уравнения сохранения количества движения в форме уравнения Навье — Стокса, неразрывности и сохранения энергии в цилиндрических координатах. Рассматривается стационарное, осесимметричное течение, без влияния массовых сил, которое описывается следующей системой уравнений [6], в которую входят:

– уравнение неразрывности

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho v_x) + \frac{\partial}{\partial r}(\rho v_r) + \frac{\rho v_r}{r} = 0, \quad (1)$$

где ρ — плотность, кг/м³; v_x — осевая скорость, м/с; v_r — радиальная скорость, м/с; r — радиальная координата; x — осевая координата;

– уравнения сохранения компонент количества движения в цилиндрической системе координат

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

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

где μ — динамическая вязкость, кг/(м · с); p — давление, Па;
— уравнение сохранения энергии

$$\frac{\partial}{\partial x_i} [u_i (\rho E + p)] = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(k_T + \frac{c_p \mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial x_j} + u_i (\tau_{ij})_{eff} \right], \quad (4)$$

где u_i — скорость потока, м/с; E — полная энергия, Дж; T — температура, К; k_T — коэффициент теплопроводности, Вт/(м · К); c_p — удельная изобарная теплоемкость, Дж/(кг · К); μ_t — турбулентная вязкость, кг/(м · с); Pr_t — турбулентное число Прандтля; $(\tau_{ij})_{eff}$ — тензор напряжений.

Система уравнений из (1)–(4) после осреднения по Рейнольдсу оказывается незамкнутой, для того чтобы ее замкнуть, применяются уравнения состояния идеального газа и модели турбулентности $k-\omega$ SST [17].

Результаты численного моделирования. Расчет истечения воздуха из модельного штыревого сопла (см. рис. 1) выполняется в программном комплексе ANSYS Fluent. Проведена серия расчетов с различными условиями истечения для остроконечного штыревого сопла:

– в неподвижный свободный объем с числом Маха $M_\infty = 0$ при степени расширения газа ε , равной 13, 33, 67;

– в спутный поток с числом Маха M_∞ , составляющий 0,6; 1,2; 2,0 при $\varepsilon = 33$.

Проведена серия расчетов и для укороченного штыревого сопла при условии истечения в свободный объем с $M_\infty = 0$, а также в спутный поток с M_∞ , равным 0,6; 1,2; 2,0 при $\varepsilon = 33$.

Для валидации разработанного алгоритма расчета течения в модельном штыревом сопле используются результаты экспериментального исследования данного сопла, полученные на кафедре «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Результирующие поля числа Маха и теневые фотографии течения при указанных ранее степенях расширения газа, истекающего в неподвижную среду, представлены на рис. 3. Давление на входе в расчетную область при этом составляет 1,32; 3,34; 6,79 МПа, температура

воздуха $T = 280$ К. Давление на вспомогательном входе в расчетную область и на выходе из нее задается равным атмосферному — 0,1 МПа.

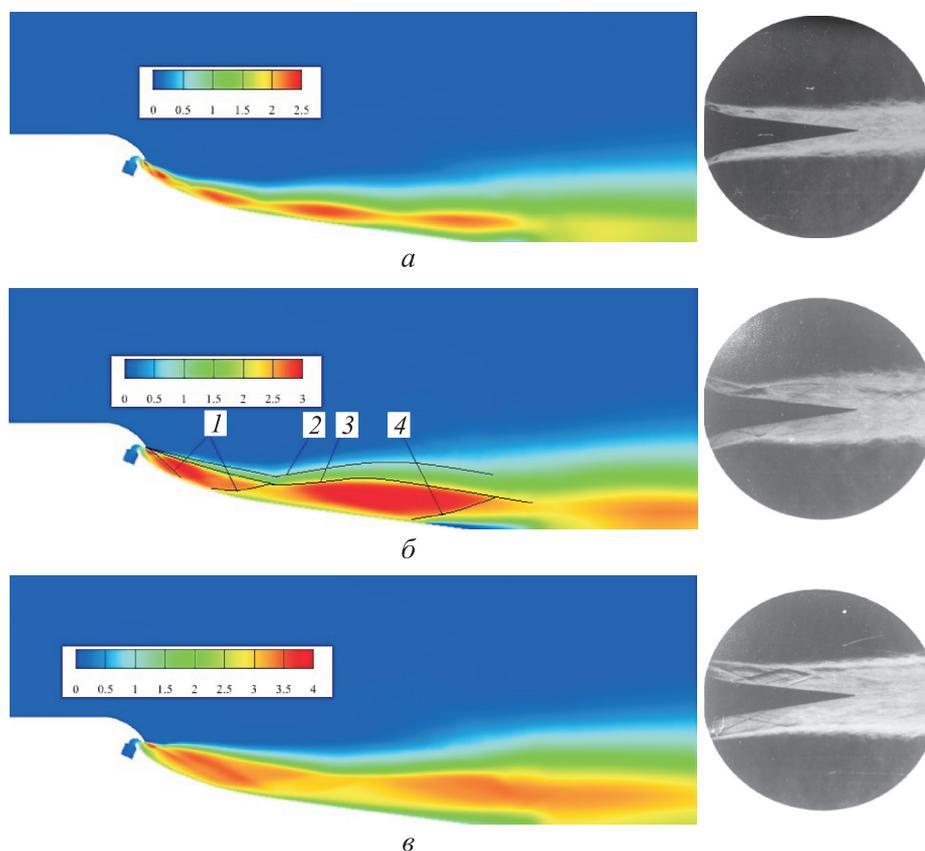


Рис. 3. Поля числа Маха с теневыми фотографиями при степени расширения газа ϵ , равном 13 (а), 33 (б), 67 (в):
1 — веер волн разряжения; 2 — внешняя граница струи; 3 — висячий скачок уплотнения в струе; 4 — косой скачок уплотнения переменной интенсивности

Сравнение полученных расчетных полей параметров потока с теневыми фотографиями (рис. 3, а, б, в) демонстрирует удовлетворительное соответствие скачков уплотнения. Анализ полей показывает, что постепенное увеличение давления в камере сгорания приводит к перемещению точки пересечения крайней характеристики, вдоль которой давление соответствует атмосферному, и контура сопла ближе к выходному сечению.

Схема течения штыревого сопла на расчетном режиме на примере поля с числом Маха при $\epsilon = 33$ представлена на рис. 3, б. Начиная с критического сечения происходит расширение струи в веере волн разряжения 1, до давления окружающей среды. Поток и окружающую среду ограничивает внешняя граница потока 2. Расширение

происходит до крайней характеристики, вдоль которой образуется висячий скачок уплотнения в струе 3. Поток не расширяется, поэтому под некоторым углом к границе струи образуется волна сжатия, где возникает косой скачок уплотнения переменной интенсивности 4.

В экспериментах, проведенных на кафедре «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана, получено распределение относительного давления вдоль модельного штыревого сопла, которое определяется по формуле

$$\bar{p} = \frac{p_{ст}}{p_k}, \quad (6)$$

где $p_{ст}$ — статическое давление вдоль стенки штыря, Па.

Вводится также относительная координата \bar{X} :

$$\bar{X} = \frac{X}{R_a}, \quad (7)$$

где X — координаты точек контура штыря по оси сопла, м.

Графики распределения относительного давления по длине штыря при $\varepsilon = 33$, построенные по данным эксперимента и расчета в ANSYS Fluent, приведены на рис. 4.

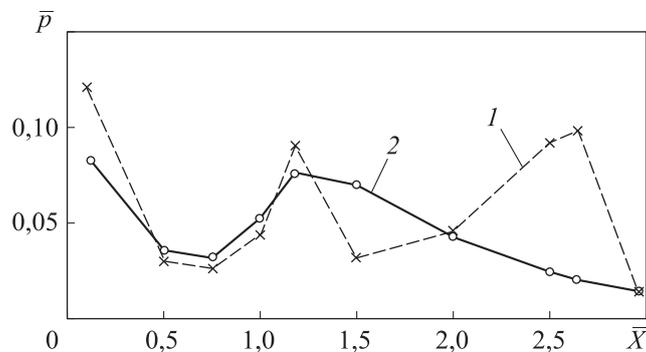


Рис. 4. Распределение относительного давления по длине сопла:
1 — эксперимент; 2 — расчет в ANSYS Fluent

Анализ графиков показывает, что расчет в ANSYS Fluent достаточно точно повторяет положение первого скачка уплотнения и распределение давления при сравнении с экспериментом по всей длине штыревого сопла, а наибольшее расхождение наблюдается в области за ним. Можно заключить, что расчет в программе ANSYS Fluent адекватно описывает область течения, необходимую для оценки тяговых характеристик, однако при малой нерасчетности дальнейшие скачки описываются сравнительно менее точно.

Далее рассмотрим взаимодействие струи со спутным потоком. Результирующие поля числа Маха при M_∞ спутного потока, равном 0,6; 1,2; 2,0, и при $\varepsilon = 33$ представлены на рис. 5.

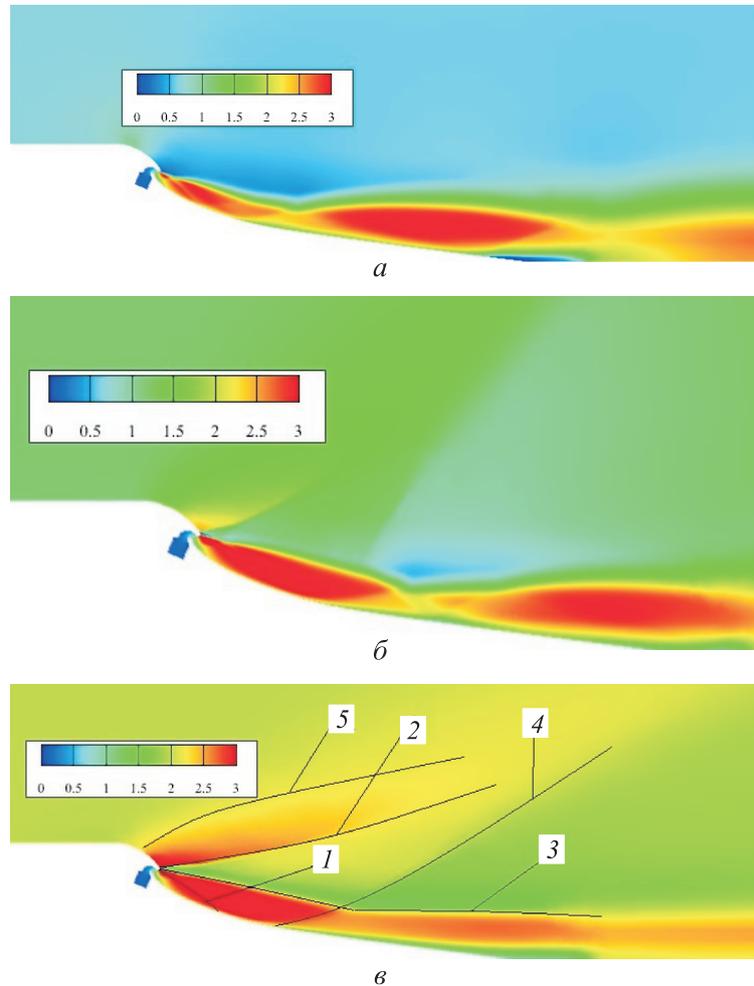


Рис. 5. Поле числа Маха сопла при M_∞ , равном 0,6 (а), 1,2 (б), 2,0 (в):

1 — осевая волна разрежения; 2 — внешняя граница струи; 3 — волновой скачок уплотнения в струе; 4 — скачок вторичного сжатия; 5 — внешняя граница потока

Анализ полей показывает, что при $M_\infty = 0,6$ течение аналогично $M_\infty = 0$, но для трансзвукового и сверхзвукового спутных потоков имеются различия. Появляются характерные скачки уплотнения: внешние границы потока и струи, а также λ -образные скачки, которые видны при $M_\infty \geq 1,2$.

В качестве характерной картины такого течения рассмотрим $M_\infty = 2$, где явно выражен скачок уплотнения вторичного сжатия,

или λ -образный скачок 4. Он может проходить через границу струи по дозвуковой части зоны смешения и передавать градиент давления навстречу потоку, в результате чего образуются местные утолщения или даже происходит отрыв зоны свободного смешения. При взаимодействии внешнего потока со струей также появляется внешняя граница потока.

Графики распределения относительного давления по длине штыря при различных M_∞ и $\varepsilon = 33$, полученные в результате проведения численного моделирования в ANSYS Fluent, приведены на рис. 6. Анализ графиков показывает, что относительное давление повышается с увеличением числа Маха спутного дозвукового потока, но при переходе к трансзвуковому и сверхзвуковому относительное давление резко падает. Это приводит к ухудшению тяговых характеристик штыревого сопла при возрастании скорости внешнего потока, что характерно для полета ракеты.

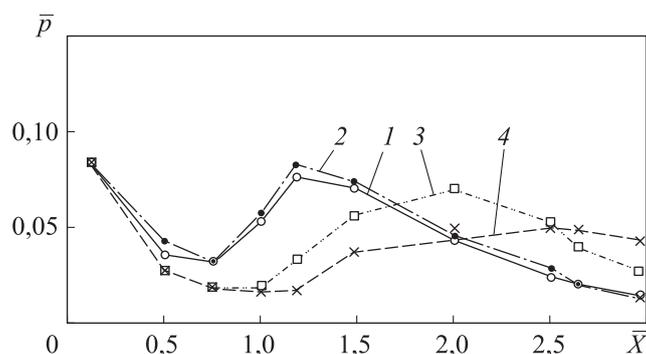


Рис. 6. Распределение относительного давления по длине сопла при M_∞ , равном 0 (1); 0,6 (2); 1,2 (3); 2,0 (4)

Вклад закритической части сопла в создании тяги оценивается по величине коэффициента тяги закритической части $K_{т.закр}$. Значения коэффициента $K_{т.закр}$ в зависимости от числа Маха спутного потока M_∞ приведены в табл. 2.

Таблица 2

Значения коэффициента $K_{т.закр}$ в зависимости от M_∞

Номер расчета	M_∞	$K_{т.закр}$
1	0	1,115
2	0,6	1,125
3	1,2	1,076
4	2,0	1,043

Из данных табл. 2 следует, что вклад закритической части растет при дозвуковом потоке, однако при переходе через скорость звука резко уменьшается.

Результаты численного моделирования истечения рабочего тела из модельного укороченного штыревого сопла, а именно поля числа Маха при различных значениях числа Маха спутного потока при $\varepsilon = 33$ приведены на рис. 7.

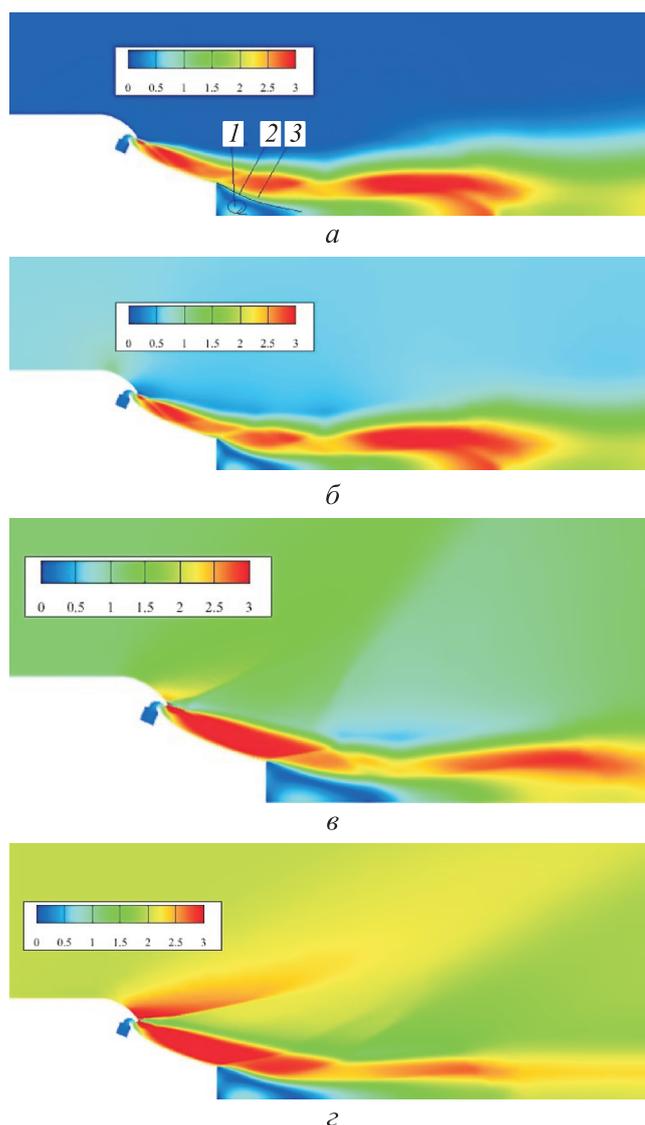


Рис. 7. Поле числа Маха укороченного штыревого сопла при M_∞ , равном 0 (а); 0,6 (б); 1,2 (в); 2,0 (г):
1 — область обратных токов отрывного течения; 2 — краевой скачок уплотнения;
3 — свободный (вязкий) подслей смещения

Отличительная черта газодинамической картины течения в укороченном штыревом сопле — наличие дозвуковой области обратных токов 1 в донной части, а также наличие краевого скачка уплотнения 2 и свободного подслоя смещения 3. Распределения относительного давления для остроконечного и укороченного штыревых сопел представлены на рис. 8.

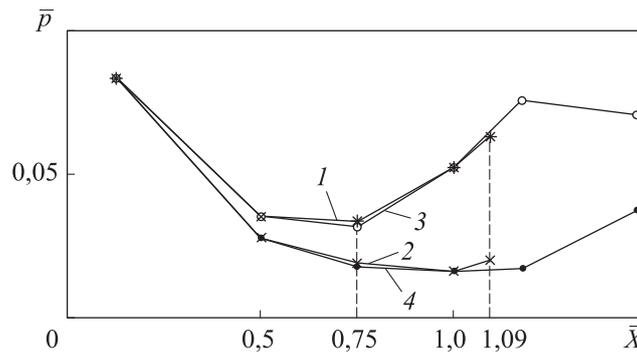


Рис. 8. Распределение относительного давления по длине сопла:
 для остроконечного при $M_\infty = 0$ (1) и $M_\infty = 2,0$ (2);
 для укороченного при $M_\infty = 0$ (3) и $M_\infty = 2,0$ (4)

Известно, что при возникновении скачков уплотнения энергия потока теряется, поэтому на практике штыревые сопла применяют при значительном укорочении. В этом случае распределение статического давления по длине штыря остается расчетным, а выигрыш в массе по сравнению с остроконечным ЦТ может существенно улучшить работу двигателя. Кривые на рис. 8 позволяют сделать вывод, что сопло при $\varepsilon = 33$ выгодно укоротить в том месте, где образуется скачок уплотнения, а именно при $\bar{X} \approx 0,75$, когда потери будут минимальны.

Для оценки выигрыша в тяге при укорочении сопла анализируется величина $K_{т.закр}$ для остроконечного и укороченного сопел при разных M_∞ . Значения коэффициента $K_{т.закр}^{остр}$ и $K_{т.закр}^{укор}$ приведены в табл. 3.

Таблица 3

Значения коэффициента $K_{т.закр}$ для остроконечного и укороченного штыревых сопел в зависимости от M_∞

M_∞	$K_{т.закр}^{остр}$	$K_{т.закр}^{укор}$	$K_{т.закр}^{укор} / K_{т.закр}^{остр}$
0	1,115	1,087	0,975
0,6	1,125	1,095	0,973
1,2	1,076	1,032	0,959
2,0	1,043	1,001	0,960

Сравнение данных из табл. 3 показало, что потери в тяге в среднем составляют 3,3 % при укорочении сопла, тогда как выигрыш в массе по сравнению с остроконечным — 23,5 %, что свидетельствует о существенной выгоде укорочения при использовании двигателя в составе летательного аппарата, особенно для маршевых ступеней.

Заключение. В ходе проделанной работы получены следующие результаты. Разработан алгоритм численного моделирования истечения газа из остроконечного и укороченного штыревых сопел при различных режимах по степени расширения газа, а также по числу Маха спутного потока. Проведена валидация численного алгоритма по экспериментальным данным. Выполнено сравнение относительного давления по длине штыря, а также коэффициента тяги закритической части сопла, которое показало увеличение тяговых характеристик сопла для дозвукового и уменьшение для сверхзвукового спутных потоков при повышении их скорости. При возрастании числа Маха потока от 0 до 0,6 коэффициент тяги закритической части повышается с 1,115 до 1,125, а при увеличении от 1,2 до 2,0 уменьшается с 1,076 до 1,043. Проведенное сравнение относительного давления для остроконечного и укороченного штыревых сопел, а также коэффициента тяги закритической части сопла позволило сделать вывод о целесообразности их укорочения с потерей в тяге около 3,3 % при выигрыше в массе 23,5 %.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Левочкин П.С., Лопатин Б.В., Низовцев В.М., Ширшов В.Е. Штыревые сопла в разработках АО «НПО Энергомаш». *Труды НПО Энергомаш*, 2023, № 40, с. 353–367.
- [2] Чванов В.К., Стернин Л.Е., Левочкин П.С., Лопатин Б.В., Пономарев Н.Б., Гришко Я.П., Ширшов В.Е., Низовцев В.М., Денисов А.Э., Юрьев В.Ю. Конструкторские разработки в проектах маршевых двигательных установок перспективных ракет-носителей с общими штыревыми соплами. *Труды НПО Энергомаш*, 2019, № 36, с. 110–140.
- [3] Левочкин П.С., Лопатин Б.В., Пономарев Н.Б., Низовцев В.М., Гончар А.Г., Ширшов В.Е., Гришко Я.П., Юрьев В.Ю. Экспериментальная отработка маршевых двигательных установок со штыревой многосопловой компоновкой в составе демонстраторов технологий перспективных ракет-носителей. *Труды НПО Энергомаш*, 2022, № S38-39, с. 176–192.
- [4] Чванов В.К., Стернин Л.Е., Левочкин П.С., Лопатин Б.В., Пономарев Н.Б., Гришко Я.П., Ширшов В.Е., Низовцев В.М., Денисов А.Э., Юрьев В.Ю. Конструкторские разработки в проектах маршевых двигательных установок перспективных ракет-носителей с общими штыревыми соплами. *Труды НПО Энергомаш*, 2019, № 36, с. 110–140.
- [5] Xiang-Yang Liu, Miao Cheng, Yun-Zhen Zhang, Jian-Ping Wang. Design and optimization of aerospike nozzle for rotating detonation engine. *Aerospace Science and Technology*, 2022, vol. 120 (6), 107300. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.107300>
- [6] Киршина А.А., Левихин А.А., Киршин А.Ю. Сравнительные результаты расчётно-теоретического исследования кольцевого сопла с плоским цен-

- тральным телом. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2024, т. 23, № 2, с. 28–39.
- [7] Утегенов Т.М., Цепкова А.С., Зубанов В.М. Моделирование ракетного двигателя с центральным телом. *Материалы докладов Международной научно-технической конференции «Проблемы и Перспективы развития двигателестроения»*, 2018, с. 290–291.
- [8] Mishra A.K., Goswami V., Sarma P. Aerodynamic thrust characteristics and performance valuations for an aerospike nozzle: Review. *International Journal of Engineering Applied Sciences and Technology*, 2021, vol. 5(11), pp. 128–133.
- [9] Pradeep R., Uk T., Prabhu R., Kumar K., Rajaramperumal M., Sumath Eswar K.S., Rajesh M., Mariappan A., Sukumaran A., Kumar V.R.S. Conceptual design and contour optimization of altitude compensation nozzles for SSTD vehicles. In: *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*, 2020.
- [10] Ferlauto M., Ferrero A., Marsilio R. Fluidic thrust vectoring for annular aerospike nozzle. In: *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*, 2020.
- [11] Naveen Kumar K., Gopalsamy M., Daniel Antony, Krishnaraj R., Chaparala B.V. Viswanadh. Design and optimization of aerospike nozzle using CFD. In: *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2017, vol. 247.
- [12] Kaun Y.V., Chernyshov M.S., Matveev S.A. Application of a wide-range nozzle with a central body in ultralight launch vehicles. *AIP Conference Proceedings 2549*, 2023, Paper No. 070002. 8 p.
- [13] Sullivan G. CFD and heat transfer analysis of rocket cooling techniques on an aerospike nozzle. *Electronic Theses and Dissertations 2465*, 2022.
- [14] Каун Ю.В., Брыков Н.А. Многоуровневая математическая модель течения газа в сопловом канале с центральным телом. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 9 (129).
URL: <https://engjournal.bmstu.ru/articles/2211/2211.pdf>
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-9-2211>
- [15] Кольцова Т.А. Численное моделирование течения в донной области многогоразовой одноступенчатой ракеты-носителя в полете с учетом работающего двигателя внешнего расширения с центральным телом. *Известия тульского государственного университета. технические науки*, 2019, № 5, с. 392–398.
- [16] Ruf J., McCaughey P. The plume physics behind aerospike nozzle altitude compensation and slipstream effect. In: *33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1997, p. 3218.
- [17] 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, vol. 93, pp. 13–24.

Статья поступила в редакцию 17.03.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Таран К.А., Федотова К.В. Расчетное исследование влияния геометрии штыревого сопла и условий полета на тяговые характеристики. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 5. EDN KPVHSF

Таран Константин Алексеевич — студент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: taranka@student.bmstu.ru.

Федотова Ксения Викторовна, — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область деятельности и научных интересов: рабочие процессы в камерах сгорания ракетных и реактивных двигателей, численное моделирование и экспериментальные исследования особенностей течения, теплообмена и горения в камерах сгорания ракетных и реактивных двигателей. e-mail: fedotova@bmstu.ru

Computational study of the pin nozzle geometry and the flight conditions influence on the thrust characteristics

© K.A. Taran, K.V. Fedotova

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

The paper provides results of a numerical study of the outflow from the model pointed and shortened pin nozzles at the coflow different gas expansion ratios and Mach numbers. Computation is performed in the 2D axisymmetric stationary formulation, and is based on solution to the Reynolds-averaged Navier—Stokes equations closed by the $k-\omega$ SST turbulence model and the ideal gas state equation. The obtained distributions relative to pressure distributions along the pin length are validated against the available experimental data; and they are compared at the different Mach numbers. Analysis of the supercritical thrust coefficient values at the flow 4 Mach numbers shows that with the increasing flight velocity, the thrust coefficient is increasing in the subsonic flow and decreases in the supersonic flow. The paper notes that shortening the pin nozzle ensures a significant advantage in mass with an insignificant loss in thrust.

Keywords: pin nozzle, numerical study, subsonic flow, supersonic flow, coflow, thrust coefficient

REFERENCES

- [1] Levochkin P.S., Lopatin B.V., Nizovtsev V.M., Shirshov V.E. Shtyrevye sopla v razrabotkakh AO “NPO Energomash” [Pin nozzles in developments of the JSC NPO Energomash]. *Trudy NPO Energomash — Proceedings of NPO Energomash*, 2023, no. 40, pp. 353–367.
- [2] Chvanov V.K., Sternin L.E., Levochkin P.S., Lopatin B.V., Ponomarev N.B., Grishko Ya.P., Shirshov V.E., Nizovtsev V.M., Denisov A.E., Yuryev V.Yu. Konstruktorskie razrabotki v proyektakh marshevykh dvigatelnykh ustanovok perspektivnykh raket-nositeley s obshchimi shtyrevymi soplami [Design developments in the projects of sustainer propulsion systems for the promising launch vehicles with the common pin nozzles]. *Trudy NPO Energomash — Proceedings of NPO Energomash*, 2019, no. 36, pp. 110–140.
- [3] Levochkin P.S., Lopatin B.V., Ponomarev N.B., Nizovtsev V.M., Gonchar A.G., Shirshov V.E., Grishko Ya.P., Yuryev V.Yu. Eksperimentalnaya otrabotka marshevykh dvigatelnykh ustanovok so shtyrevoy mnogoplozovoy komponovkoy v sostave demonstratorov tekhnologiy perspektivnykh raket-nositeley [Experimental development of sustainer propulsion systems with a pin multi-nozzle arrangement as part of demonstrators of the promising launch vehicle technologies]. *Trudy NPO Energomash — Proceedings of NPO Energomash*, 2022, no. S38-39, pp. 176–192.
- [4] Chvanov V.K., Sternin L.E., Levochkin P.S., Lopatin B.V., Ponomarev N.B., Grishko Ya.P., Shirshov V.E., Nizovtsev V.M., Denisov A.E., Yuryev V.Yu. Konstruktorskie razrabotki v proyektakh marshevykh dvigatelnykh ustanovok perspektivnykh raket-nositeley s obshchimi shtyrevymi soplami [Design developments in the projects of cruise propulsion systems for the promising launch vehicles with the common pin nozzles]. *Trudy NPO Energomash — Proceedings of NPO Energomash*, 2019, no. 36, pp. 110–140.
- [5] Xiang-Yang Liu, Miao Cheng, Yun-Zhen Zhang, Jian-Ping Wang. Design and optimization of aerospike nozzle for rotating detonation engine. *Aerospace Science and Technology*, 2022, vol. 120 (6), 107300. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.107300>

- [6] Kirshina A.A., Levikhin A.A., Kirshin A.Yu. Sravnitelnye rezultaty raschetno-teoreticheskogo issledovaniya koltsevogo sopla s ploskim tsentralnym telom [Comparative results of computational and theoretical study of the annular nozzle with a flat central body]. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie — Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2024, vol. 23, no. 2, pp. 28–39.
- [7] Utegenov T.M., Tsepkova A.S., Zubanov V.M. Modelirovanie raketnogo dvigatelya s tsentralnym telom [Simulation of a rocket engine with the central body]. In: *Materialy dokladov Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii: Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroyeniya* [Proceedings of the International Scientific and Technical Conference. Problems and Prospects of Development of Engine Building], 2018, pp. 290–291.
- [8] Mishra A.K., Goswami V., Sarma P. Aerodynamic thrust characteristics and performance valuations for an aerospike nozzle: Review. *International Journal of Engineering Applied Sciences and Technology*, 2021, vol. 5(11), pp. 128–133.
- [9] Pradeep R., Uk T., Prabhu R., Kumar K., Rajaramperumal M, Sumath Eswar K.S., Rajesh M., Mariappan A., Sukumaran A., Kumar V.R.S. Conceptual design and contour optimization of altitude compensation nozzles for SSTO vehicles. In: *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*, 2020.
- [10] Ferlauto M., Ferrero A., Marsilio R. Fluidic thrust vectoring for annular aerospike nozzle. In: *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*, 2020.
- [11] Naveen Kumar K., Gopalsamy M., Daniel Antony, Krishnaraj R., Chaparala B.V. Viswanadh. Design and optimization of aerospike nozzle using CFD. In: *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2017, vol. 247.
- [12] Kaun Y.V., Chernyshov M.S., Matveev S.A. Application of a wide-range nozzle with a central body in ultralight launch vehicles. *AIP Conference Proceedings* 2549, 2023, Paper No. 070002. 8 p.
- [13] Sullivan G. CFD and heat transfer analysis of rocket cooling techniques on an aerospike nozzle. *Electronic Theses and Dissertations* 2465, 2022.
- [14] Kaun Yu.V., Brykov N.A. Mnogourovnevaya matematicheskaya model techeniya gaza v soplovom kanale s tsentralnom telom [Gas flow multilevel mathematical model in the nozzle channel with a central body]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2022, iss. 9 (129). <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-9-2211>
- [15] Koltsova T.A. Chislennoe modelirovanie techeniya v donnoy oblasti mnogorazovoy odnostupenchatoy rakety-nositelya v polete s uchetom rabotayushchego dvigatelya vneshnego rasshireniya s tsentralnym telom [Numerical simulation of flow in the bottom of a reusable one-stage launch vehicle in flight with a running externally expanded cruise engine with a central body and gas intake in the bottom]. *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskie Nauki — Proceedings of the TSU. Technical Sciences*, 2019, no. 5, pp. 392–398.
- [16] Ruf J., McCjnaughey P. The plume physics behind aerospike nozzle altitude compensation and slipstream effect. In: *33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1997, p. 3218.
- [17] 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, vol. 93, pp. 13–24.

Taran K.A., Student, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: taranka@student.bmstu.ru

Fedotova K.V., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Scientific interests: working processes in combustion chambers of the rocket and jet engines, numerical simulation and experimental studies of flow, heat transfer and combustion features in combustion chambers of the rocket and jet engines. e-mail: fedotova@bmstu.ru