

ВЛИЯНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ВХОДНОГО УЧАСТКА УТОПЛЕННОГО СОПЛА НА КОЭФФИЦИЕНТ РАСХОДА

Сабирзянов А.Н.^{*}, Кириллова А.Н.^{**}, Хаматнурова Ч.Б.^{***}

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ (КНИТУ-КАИ), ул. К. Маркса, 10, Казань, 420111, Россия

^{*} e-mail: ANSabirzyanov@kai.ru

^{**} e-mail: Anya_pand@mail.ru

^{***} e-mail: Chulpan100@mail.ru

Статья поступила в редакцию 03.02.2020

Современными методами вычислительной гидродинамики реализована оценка влияния геометрических параметров входного участка утолщенного сопла на совершенство процессов истечения. Рассмотрены эллипсоидная форма входного участка и форма, образованная с использованием соотношения Витошинского, с различными геометрическими параметрами и разной степенью утолщенности. Получены зависимости газодинамической составляющей коэффициента расхода от геометрических параметров утолщенной части сопла. По результатам численного моделирования сформулированы некоторые рекомендации для проектирования входного участка утолщенных сопел.

Ключевые слова: РДТТ, утолщенное сопло, газодинамическая составляющая коэффициента расхода, форма утолщенной части сопла, численное моделирование.

Сложность процессов, происходящих в камере ракетного двигателя твердого топлива [1], определила подход к проектированию с ориентацией на упрощенные и инженерные методики.

С появлением современных методов вычислительной гидродинамики волна исследований внутрикамерных процессов набрала новую силу [2–5]. В ракетных двигателях твердого топлива (РДТТ) для обеспечения требуемых габаритных размеров и упрощения реализации механизма управления вектором тяги используются утолщенные в камеру двигателя сопла. В рамках современного вектора развития техники и технологий одной из важных задач считается повышение энергоэффективности разрабатываемых изделий [6–8], в частности, учет потерь, вносимых использованием утолщенных сопел. Интерес представляет форма входного участка сопла, рекомендации по проектированию которой малочисленны и противоречивы [1, 9], а также степень утолщенности. К дополнительной проблеме относится создание новых теплозащитных материалов, способных выдерживать тепловые потоки с температурами порядка 3700 К и выше при давлении около 20 МПа.

Вопрос максимального использования ресурса топлива без повышения температуры и давления определил необходимость снижения потерь тяговых характеристик двигателя, вызванных конструктивным исполнением утолщенных сопел.

Основную роль в преобразовании энергии топлива в тягу играет сопло, и потери, связанные с геометрией сопла, исследуются повсеместно [10–12]; однако конструкция утолщенного сопла, характерная для РДТТ, проектируется по аналогии с неутолщенным без учета газодинамических потерь конструктивного размещения сопла. Существующие методы организации завесы из продуктов низкотемпературного медленно горящего топлива [13] из-за габаритных или других ограничений заставляют вернуться к вопросу эффективного конструирования сопла двигателя с учетом потерь, определяемых его геометрическими параметрами. Как отмечалось в работе [14], для классических сопел межконтинентальной баллистической ракеты с дальностью полета порядка 10 000 км и удельным импульсом 310 с уменьшение его на 1 % приводит к уменьшению дальности полета на 500 км, т.е. на 5 %. Потери, связан-

ные с утепленностью сопла, как представлено в работе [15], для удельного импульса могут достигать 4%, при этом потери коэффициента расхода, связанные с геометрией входной части утепленного сопла, могут быть более 7% [16].

Выбор коэффициента расхода как показателя совершенства расходных характеристик остается актуальным для двигателей, так как тяга непосредственно зависит от расхода и используется повсеместно [1, 10, 14, 15, 17, 18].

Форма входного участка утепленного сопла может быть различной. Выбор формы основывается на накопленном опыте, удобстве производства и технологичности. Немаловажную роль при выборе формы входного участка играют способ организации управления вектором тяги [19, 20], а также тепловые процессы [21]. Например, независимо от формы входного участка утепленного сопла поворотно-управляющие сопловые блоки при наличии значительного радиуса входа в минимальное сечение получают достаточно громоздкими.

В работе [16] рассмотрены варианты утепленных сопел с радиусным входным участком. Выявлено, что для двигателей с утепленными соплами изменение расходных характеристик во многом определяется геометрическими параметрами входной части утепленного сопла, а не только степенью утепленности и содержанием конденсированной фазы в продуктах сгорания, как это изложено в работах [1, 15]. В работе [16] представлены рекомендации по проектированию утепленных сопел, основанные на анализе газодинамической составляющей коэффициента расхода.

Среди известных форм входных участков утепленных сопел кроме радиусной можно выделить эллипсоидную [1] (рис. 1, а) и форму, образованную с использованием формулы Витошинского

(рис.1,б). Целью данной работы является исследование влияния геометрических параметров утепленной части сопла и степени его утепленности на совершенство процессов истечения.

Моделирование влияния геометрических параметров входного участка утепленного сопла проводилось средствами программного продукта ANSYS-Fluent. Рассматривалась квазистационарная задача в осесимметричном приближении идеально-газовой адиабатной постановки.

Современные методы вычислительной гидродинамики продемонстрировали требуемую точность при расчете газодинамической составляющей коэффициента расхода классических сопел [22]. Газодинамическая составляющая коэффициента расхода учитывает потери давления по тракту, неравномерность параметров по соплу, трение в дозвуковой его части [1] и предопределяет другие составляющие коэффициента расхода.

В используемом программном продукте турбулентные течения вязкой сжимаемой жидкости описываются системой уравнений Навье—Стокса, для замыкания которой определена двухпараметрическая модель турбулентности RNG $k-\epsilon$, чувствительная к эффектам быстрой деформации потока и изменению кривизны обтекаемого объекта. Для рассматриваемой задачи применялся решатель Pressure-based Copled, позволяющий получать устойчивые решения системы уравнений газодинамики за счет их совместного решения. Использовался второй порядок дискретизации уравнений. В работе [22] представлены результаты верификации применения модели RNG $k\epsilon$ с типовым набором модельных констант для расчета коэффициента расхода классических сопел. Данная модель турбулентности показала удовлетворительные результаты при расчете потерь удельного импульса утепленного сопла [16] и тем са-

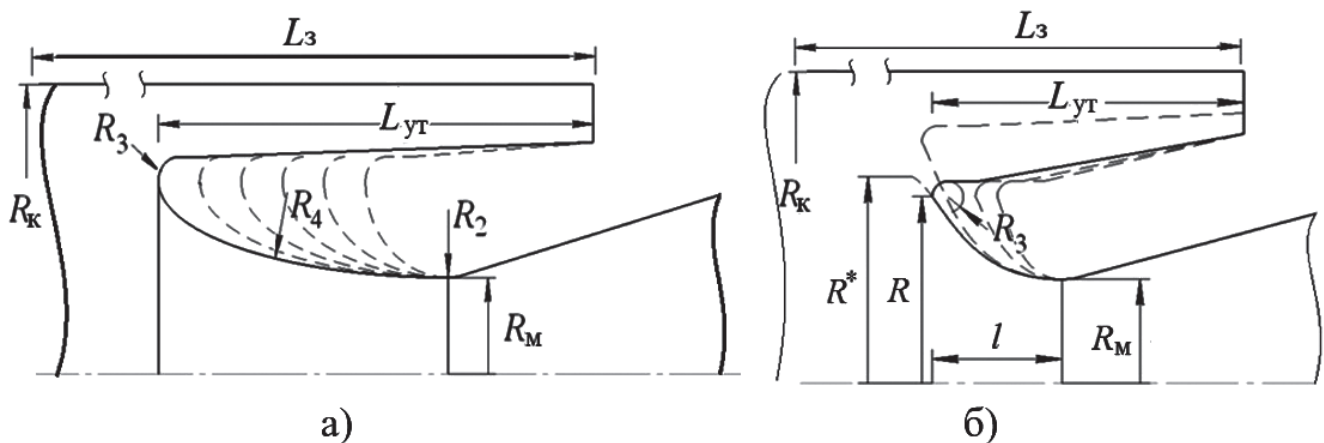


Рис. 1. Схемы исследуемых входных участков утепленных сопел

мым подтвердила свою применимость для исследования утолщенных сопел РДТТ в указанных целях.

Геометрическая модель расчета включала дополнительный объем за срезом сопла, позволяющий моделировать истечение струи в свободное пространство и исключать необходимость определения параметров на срезе сопла. Расчетная область в среднем в зависимости от исследуемой геометрии составляла порядка 60 тысяч ячеек. При изменении размеров утолщенной части и степени утолщенности сопла поддерживалось постоянное качество сетки, обеспечивалась сеточная независимость решения. Для описания характеристик турбулентного потока в пограничном слое применялась стандартная пристеночная функция. В зоне входного участка на поверхности сопла параметр y^+ варьировался в диапазоне от 20 до 60.

При формировании математической модели расчета граничные условия соответствовали ранее описанным [16]: на входе в камеру сгорания, т.е. на поверхности гипотетического заряда, задавались равномерные распределения расхода, температуры и параметров турбулентности с интенсивностью 5 % и гидравлическим диаметром, соответствующим диаметру канала заряда; на выходе дополнительного объема задавалось постоянство атмосферного давления в поперечном сечении; стенки камеры сгорания и сопла гладкие с условиями прилипания и непротекания рабочего тела. В качестве рабочего тела рассматривался воздух, идеальный расход которого соответствовал давлению в камере 4 МПа с температурой 2932 К.

По результатам моделирования коэффициент расхода, определяемый газодинамической составляющей, рассчитывался по соотношению:

$$\mu = \frac{\dot{m}}{A(k) p_{0c} F_M / \sqrt{RT_{0c}}},$$

где \dot{m} – действительный расход, полученный в результате численного решения; p_{0c} – давление торможения на входе в сопло, соответствующее заданному расходу; T_{0c} , k , R – температура торможения, отношение теплоемкостей, равновесное значение газовой постоянной в минимальном сечении сопла соответственно; F_M – площадь ми-

нимального сечения сопла; $A(k) = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}$.

Влияние исследуемого геометрического параметра входного участка или степени утолщенно-

сти на коэффициент расхода определялось соотношением:

$$\Delta\mu = \frac{\mu_0 - \mu_i}{\mu_0} \cdot 100\%,$$

где μ_0, μ_i – коэффициент расхода при начальном и текущем значениях исследуемого параметра соответственно.

Дополнительные исследования влияния давления в камере сгорания на коэффициент расхода в запортом режиме при изменении от 4 до 12 МПа показали влияние, не превышающее 0,1 %, а изменение температуры от 300 до 2932 К при постоянном давлении соответствует изменению коэффициента расхода на 1,6%.

Исследуемая эллипсоидная форма входного участка образована с использованием трех параметров: относительного радиуса входа внешней кромки утолщенной части $\bar{R}_3 = R_3 / R_M$, оставшегося в процессе моделирования постоянным $\bar{R}_3 = 0,25$ (влияние \bar{R}_3 на коэффициент расхода на примере утолщенного сопла с радиусным входом представлено в работе [3]); относительного радиуса входа утолщенного сопла в минимальное сечение $\bar{R}_2 = R_2 / R_M$; относительного радиуса вытягивания входной части утолщенного сопла $\bar{R}_4 = R_2 / R_4$. Диапазон изменения параметров: относительный радиус \bar{R}_2 варьировался от 0,1 до 1, и для каждого \bar{R}_2 относительный радиус \bar{R}_4 изменялся от 1 до 0,29.

Выявлено, что для исследуемых вариантов утолщенных сопел с эллипсоидной формой прослеживается общая тенденция улучшения коэффициента расхода с увеличением \bar{R}_2 и уменьшением \bar{R}_4 (рис. 2). Однако с уменьшением радиуса \bar{R}_2 влияние \bar{R}_4 существенно возрастает. Показано, что изменение относительного радиуса вытягивания входной части в пределах от 1 до 0,29 при значениях $\bar{R}_2 > 0,7$ приводит к изменению коэффициента расхода не более чем на 1,1%, а при $\bar{R}_2 = 0,1$ $\Delta\mu$ уже составляет более 7%. Следует отметить, что для радиусных сопел изменение \bar{R}_2 от

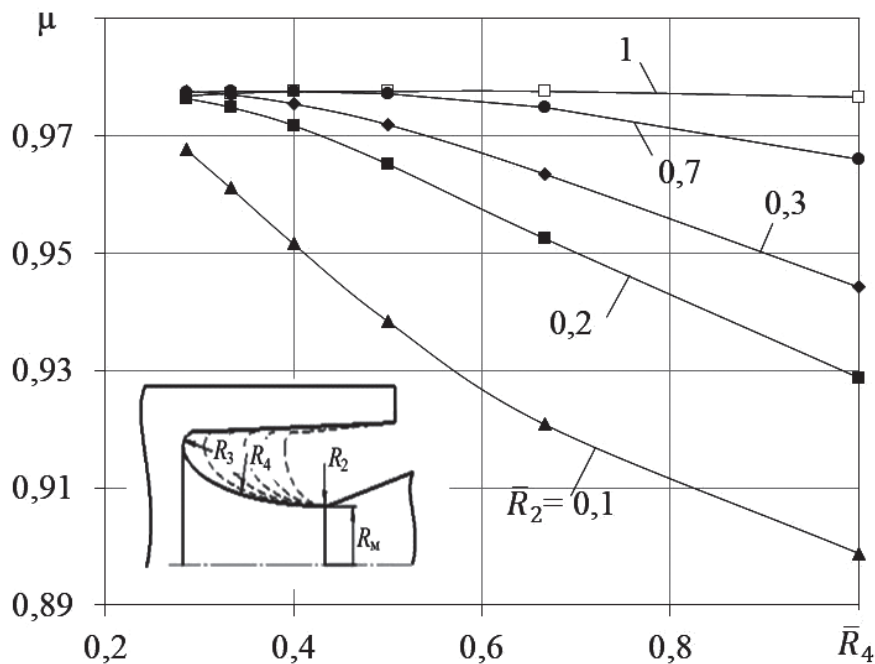


Рис. 2. Изменение коэффициента расхода утолщенного сопла с эллипсоидной входной частью в зависимости от относительных радиусов вытягивания входной части и входа в минимальное сечение

0,1 до 1 прогнозирует $\Delta\mu$ порядка 7,2% [16]. Радиусное сопло является крайним случаем эллипсоидного с параметром $\bar{R}_4 = 1$.

Рассматривая изменение \bar{R}_2 от 0,1 до 1 для различных постоянных значений \bar{R}_4 , получаем, что при $\bar{R}_4 = 0,5$ изменение коэффициента расхода составляет порядка 4%, а при $\bar{R}_4 = 0,29$ $\Delta\mu < 1\%$. Данные результаты позволяют говорить о приоритетном выборе эллипсоидной формы входного участка относительно радиусного, что особенно актуально для сопел с малыми относительными радиусами \bar{R}_2 .

Исследование влияния степени утолщения сопла с эллипсоидным входным участком на коэффициент расхода проведено при значении $\bar{R}_2 = 0,1$ и всего рассматриваемого диапазона изменений \bar{R}_4 для $\bar{L}_{ут} = 0, 0,15$ и $0,35$ (рис. 3), при этом степень утолщения рассматривается как отношение длины утолщенной части к длине заряда $\bar{L}_{ут} = L_{ут} / L_3$. Изменения влияния степени утолщения с ростом \bar{R}_4 весьма незначительные. Среднее $\Delta\mu$ при увеличении $\bar{L}_{ут}$ от 0 до 0,15 составляет порядка 0,3%, а при изменении $\bar{L}_{ут}$ от 0 до 0,35 – 0,7%.

Для $\bar{L}_{ут} = 0$ и 0,35 рассмотрены все варианты сопел с эллипсоидным входным участком. Получено, что значительное влияние соответствует низким относительным радиусам \bar{R}_2 и $\Delta\mu$ максимально составляет 0,85%. Сопла со значениями $\bar{R}_2 > 0,3$ можно проектировать с более высокой степенью утолщения без серьезного снижения расходных характеристик.

Использование контура Витошинского при проектировании утолщенных сопел встречается не часто, что объясняется укрупнением сопла, а значит и снижением массового совершенства конст-

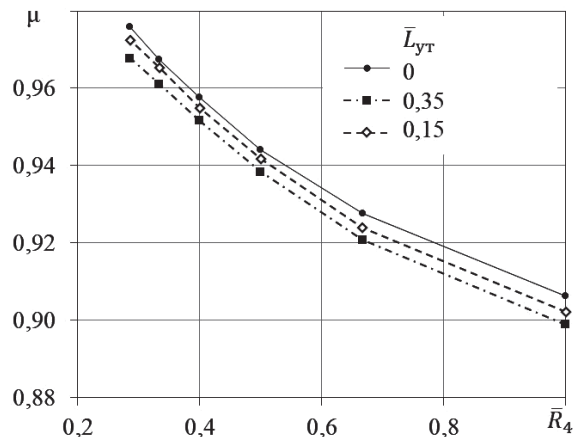


Рис. 3. Влияние степени утолщения для сопел с эллипсоидной входной частью

рукции. Однако данная конструктивная схема может найти достойное применение в качестве органа управления вектором тяги в виде качающегося сопла [1], и в результате оптимального конструирования входной части не произойдет серьезного снижения массового совершенства конструкции.

Представленные результаты по моделированию расходных характеристик утолщенных сопел с эллипсоидными и радиусными [16] входными участками соответствуют представлению о том, что плавная форма приближает распределение скоростей потока в минимальном сечении к равномерному, что и приводит к увеличению коэффициента расхода. Плавный вход в сопло, при котором поверхность критической скорости может приближаться к плоской, обеспечивает контур дозвуковой части (см. рис. 1,б), построенный по формуле Витошинского [23], в форме записи, представленной в работе [24]:

$$R(x) = \frac{R_M}{\sqrt{1 - \left(1 - \left(\frac{R_M}{R^*}\right)^2\right) \frac{[1 - (x/l)^2]^2}{\left[1 + \frac{1}{3}(x/l)^2\right]^3}}}$$

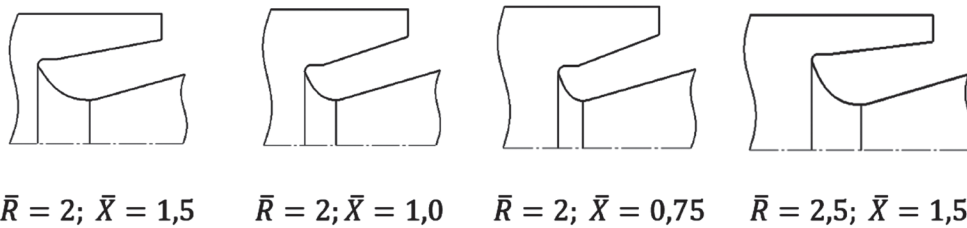


Рис. 4. Исследуемые варианты утолщенных сопел, спроектированных с входным участком по формуле Витошинского

где $R(x)$ – текущий радиус сопла; R_M – радиус минимального сечения сопла; R^* – радиус входа в сопло; l – длина входного участка; x – текущая координата.

Для утолщенных сопел, спроектированных с входным участком по формуле Витошинского, исследовалось влияние следующих параметров: относительный параметр длины $\bar{X} = l/R_M$; относительная высота входа $\bar{R} = R^*/R_M$.

Существуют рекомендации по проектированию сопел Витошинского с $\bar{R} > 1,5$ [6]. В данной работе были рассмотрены следующие варианты геометрии (рис. 4): $\bar{R}_3 = \text{const} = 0,15$; при постоянном значении $\bar{R} = 2$ относительный параметр \bar{X} принимал значения 0,75, 1 и 1,5; при $\bar{X} = 1,5$ – $\bar{R} = 2,5$ и 2. Степень утолщенности исследуемых сопел: 0,025; 0,15; 0,25 и 0,35.

Результаты моделирования показали, что при постоянных геометрических параметрах утолщенной части изменение степени утолщенности весьма мало влияет на коэффициент расхода (рис. 5,а). Максимальное изменение коэффициента расхода не превышает 0,13%. Изменение относительной длины \bar{X} от 0,75 до 1,5 ($R_3 = \text{const}$, $R_M = \text{const}$,

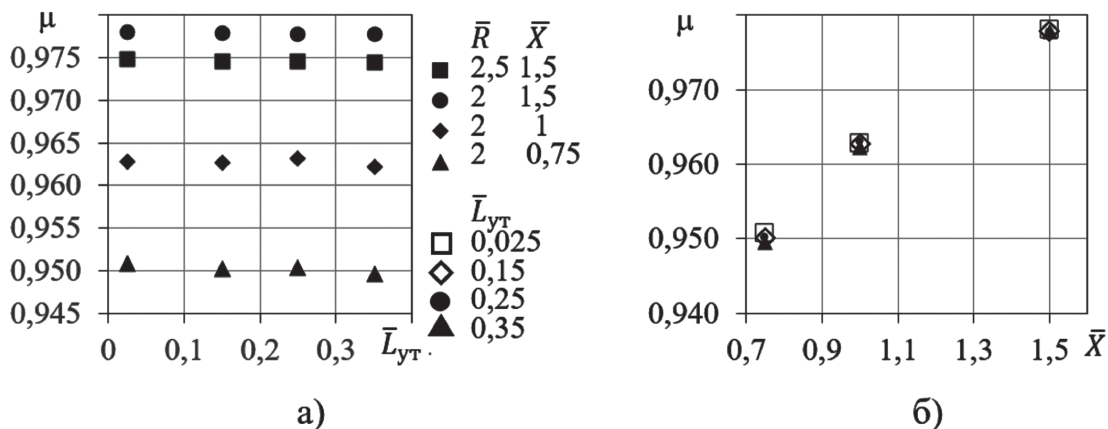


Рис. 5. Влияние степени утолщенности для сопел с входной частью, спроектированной по формуле Витошинского

$\bar{R} = \text{const}$, $\bar{X} = \text{var}$) приводит к увеличению коэффициента расхода до 3% (рис. 5, б), а изменение относительной высоты входа \bar{R} от 2 до 2,5 ($R_3 = \text{const}$, $R_M = \text{const}$, $\bar{R} = \text{var}$, $\bar{X} = \text{const}$) соответствует уменьшению μ до 0,35% (рис. 5, а).

Полученные результаты объясняются тем, что газодинамический профиль при использовании сопла Витошинского стремится к идеальному при определенном соотношении высоты и длины входного участка. Так, в данном исследовании наилучшие результаты показало сопло с $\bar{R} = 2$ и $\bar{X} = 1,5$, профиль которого имеет более вытянутую форму (см. рис. 4). Данный профиль обеспечивает наибольший коэффициент расхода по сравнению с радиусными и эллипсоидными входными участками, независимо от степени утолщенности.

В рамках данной работы по аналогии с исследованиями для сопла с радиусным входом [16] проведены исследования влияния относительного радиуса входа утолщенной части сопла $\bar{R}_B = R_M/R^*$ для контура, образованного с использованием формулы Витошинского. Рассматривались изменения \bar{R}_B в диапазоне от 1 до 0,5 при $R_3 = \text{const}$ и $R_M = \text{const}$ для значений $\bar{R} = 2$ и $\bar{X} = 1,5$. Характерные изменения коэффициента расхода в результате изменений относительной высоты входа при сохранении параметров контура наблюдаются только в окрестности $\bar{R}_B \approx 1$ (рис. 6). Представленное предельное значение возможного ухудшения коэффициента расхода достигает 3,5%, а для радиусных сопел максимально возможное умень-

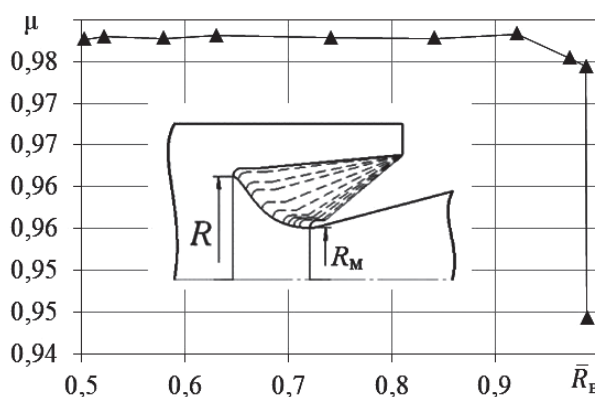


Рис. 6. Влияние относительного радиуса входа в утолщенную часть, спроектированную по формуле Витошинского

шение $\Delta\mu$ в исследуемом диапазоне составило 13,2% [16].

Данный результат позволяет использовать усеченный контур, построенный с применением формулы Витошинского, при наличии внешнего радиуса \bar{R}_3 до значений $\bar{R}_B = 0,92$ и не опасаться ухудшения массового совершенства конструкции. Следует отметить, что для утолщенного сопла с радиусным входом условие сохранения совершенства процесса истечения на том же уровне при усечении контура обеспечивается более крупным входным участком $\bar{R}_B \leq 0,75$ [16].

Выводы

Проведенные исследования влияния геометрических параметров утолщенных сопел и степени их утолщенности с эллипсоидным входным участком и участком, образованным с использованием формулы Витошинского, на коэффициент расхода как показателя совершенства расходных характеристик двигателя продемонстрировали, что указанные входные участки эффективнее, чем радиусные [16]. Сформулированы некоторые рекомендации для оптимального выбора геометрических параметров указанных входных участков. При проектировании утолщенных сопел рекомендуется использовать эллипсоидные входные участки, однако при определенных условиях целесообразно рекомендовать применение и усеченных входных участков, выполненных по формуле Витошинского. Входной участок утолщенного сопла с использованием контура Витошинского при соответствующих геометрических параметрах обеспечивает стабильные и высокие расходные характеристики, практически не зависящие от степени утолщенности. Особенно это актуально для сопловых блоков с поворотно-управляющим утолщенным соплом.

Библиографический список

1. Губертов А.М., Миронов В.В., Борисов Д.М. и др. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива / Под ред. А.С. Коротеева. — М.: Машиностроение, 2004. — 512 с.
2. Taherinezhad R., Zarepour G. Theoretical, Numerical and Experimental Investigation of Vortex Shedding in a Novel Sub-Scaled Motor // Journal of Applied Fluid Mechanics. 2019. Vol. 12. No. 4, pp. 1319–1332. DOI: 10.29252/jafm.12.04.29686
3. Volkov K.N., Denisikhin S.V., Emel'yanov V.N. Gas dynamics of a recessed nozzle in its displacement in the

- radial direction // Journal of Engineering Physics and Thermophysics. 2017. Vol. 90. No. 4, pp. 932–940. DOI: 10.1007/s10891-017-1640-8
4. Volkov K.N., Emel'yanov V.N., Denisikhin S.V. Formation of Vortex Structures in the Prenozzle Space of an Engine with a Vectorable Thrust Nozzle // Journal of Engineering Physics and Thermophysics. 2016. Vol. 89. No. 3, pp. 660–670. DOI: 10.1007/s10891-016-1424-6
 5. Cavallini E., Bianchi D., Favini B., Di Giacinto M., Serraglia F. Internal Ballistics Modeling of High Performance SRMs with Coupled Nozzle Erosion Characterization // 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (31 July – 03 August 2011, San Diego, California). AIAA 2011-5799. DOI: 10.2514/6.2011-5799
 6. Гапоненко О.В. Основные направления развития прорывных технологий в космической деятельности России и проблемы их разработки и внедрения // Инженерный журнал: наука и инновации. 2019. № 6(90). URL: <http://www.engjournal.ru/search/keyword/6982/page1.html> DOI: 10.18698/2308-6033-2019-6-1893
 7. Пономарев А.А., Пономарев Н.Б. Исследование потери удельного импульса тяги из-за неоднородностей состава продуктов сгорания // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 6. С. 66–71.
 8. Islam S., Md Shafiqul I. Numerical Analysis for Determination of Hydrodynamic Characteristics of a Gimballed Thrust Vectoring Nozzle // Journal of Bangladesh Academy of Sciences. 2017. Vol. 41. No. 1, pp. 69–84. DOI: 10.3329/jbas.v41i1.33505
 9. Николаев Ю.М., Панин С.Д., Соломонов Ю.С., Сычев М.П. Основы проектирования твердотопливных управляемых баллистических ракет: Учебное пособие. Ч. II. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000. — 140 с.
 10. Лухтура Ф.И. О потерях энергии при течении газа в соплах. Ч. 2 // Вестник Приазовского государственного технического университета. Сер.: Технические науки. 2005. № 15-1. С. 175–180.
 11. Ерохин Б.Т., Сорокин В.А., Ермолаев А.Ю., Синяков А.Э. Методы исследования эффективности конструкций сопловых аппаратов энергосистем // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2016. № 3(93). С. 143–147.
 12. Yu K., Yang X., Mo Z. Profile Design and Multifidelity Optimization of Solid Rocket Motor Nozzle // Journal of Fluids Engineering. 2014. Vol. 136. No. 3, 031104, 6 p. DOI: 10.1115/1.4026248
 13. Дегтярев С.А., Семёнов П.А., Борисов Д.М., Руденко А.М. Моделирование двухслойных течений и теплообмена при организации завесы в высокоэнгальпийных потоках // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 5. С. 23–32.
 14. Лаврухин Г.Н. Аэрогазодинамика реактивных сопел. В 3-х т. Т.1. Внутренние характеристики сопел. — М.: Наука; Физматлит, 2003. — 376 с.
 15. Милехин Ю.М., Ключников А.Н., Бурский Г.В., Лавров Г.С. Энергетика ракетных двигателей на твердом топливе. — М.: Наука, 2013. — 207 с.
 16. Сабирзянов А.Н., Кириллова А.Н. Многофакторность влияния степени утолщенности сопла на коэффициент расхода // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2018. № 1(24). С. 43–50.
 17. Alam M.M.A., Setoguchi T., Matsuo S., Kim H.D. Nozzle geometry variations on the discharge coefficient // Propulsion and Power Research. 2016. Vol. 5. No. 1, pp. 22–33. DOI: 10.1016/j.jprr.2016.01.002
 18. Miller W.H., Barrington D.K. A Review of Contemporary Solid Rocket Motor Performance Prediction Techniques // Journal of Spacecraft and Rockets. 1970. Vol. 7. No. 3, pp. 225–237. DOI: 10.2514/3.29911
 19. Бабченко В.Ф., Зубец П.Ф., Фахрутдинов И.Х. Исследование конструктивных схем сопел РДТТ с газодинамическим управлением // Оборонная техника. 1978. Т. 9. С.10–12.
 20. Соловьев Л.С. Обзор существующих способов управления ракетами // Человек в природном, социальном и социокультурном окружении: Сборник трудов II региональной студенческой научно-практической конференции. 2018. — Ижевск: Частное образовательное учреждение высшего образования «Восточно-Европейский институт», 2018. С. 185–198.
 21. Shimada T., Sekiguchi M., Sekino N. Flow inside a solid rocket motor with relation to nozzle inlet ablation // AIAA Journal. 2007. Vol. 45. No. 6, pp. 1324–1332. DOI: 10.2514/1.22952
 22. Сабирзянов А.Н., Глазунов А.И., Кириллова А.Н., Титов К.С. Моделирование коэффициента расхода сопла ракетного двигателя // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2018. № 2. С. 105–111.
 23. Идельчик И.Е. Исследование сопел аэродинамических труб // Технические заметки ЦАГИ. — М.: Изд-во и тип. Центр. аэро-гидродинам. ин-та им. проф. Н.Е. Жуковского, 1935. — 33 с.
 24. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник для вузов. — 2-е изд., перераб. и доп. / Под ред. Д.А. Ягодникова. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. — 488 с.

GEOMETRICAL PARAMETERS EFFECT OF RECESSED NOZZLE INLET SECTION ON THE FLOW COEFFICIENT

Sabirzyanov A.N.* , Kirillova A.N.** , Khamatnurova Ch.B.***

Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI (KNRTU-KAI),
10, K. Marx str., Kazan, Tatarstan, 420111, Russia

* e-mail: ANSabirzyanov@kai.ru

** e-mail: Anya_pand@mail.ru

*** e-mail: Chulpan100@mail.ru

Abstract

Rocket engine energy performance improvement is an actual task for modern researchers. The article considers rocket solid propellant engines, which distinctive feature consists in the recessed nozzle.

Recommendations on designing the inlet sections geometry of the recessed nozzles are few and inconsistent. The purpose of the presented work is studying the nozzle inlet shape effect on the flow-rate characteristics and developing appropriate recommendations on nozzle designing.

The flow coefficient is one of perfection indicators of the flow processes. Advanced methods of computational fluid dynamics (CFD) were employed for studying the flow coefficient of the recessed nozzles. The problem was being considered in quasi-stationary axisymmetric adiabatic approximation of the ideal gaseous setting. The RNG k - ε two-parameter turbulence model with standard set of model constants, being passed verification while computing classic nozzles consumption and the specific impulse losses of the recessed nozzle, was employed for the flow structure modelling.

The computational geometrical model contained:

- combustion chamber;
- charging duct, from which surface the working medium was being supplied;
- various options of the nozzle recessed part shapes;
- the conical expanding part;
- as well as extra volume behind the nozzle cut.

The grid quality maintained constant while varying the recessed part sizes, and the nozzle degree of submergence.

The gas dynamic component of the flow coefficient was being studied. Nozzle inlet geometry formed by ellipse and by Vitoshinsky curve were being examined. The dependences of the flow coefficient on the nozzle inlet shape and degree of submergence coefficient were obtained.

The results of the flow characteristics of the inlet sections under study are being compared with the previously obtained results for the radius inlet. It was demonstrated that the best values of the flow coefficient corresponded to the inlet section formed by the Vitoshinsky curve. The distinctive feature of the inlet section designed by the Vitoshinsky equation is high stability of the gas-dynamic losses irrespective of its geometrical parameters changes.

Elliptical inlet nozzles allow improving flow coefficients indicators even for the worst option of the radius nozzles by 7%. The article presents recommendations on designing the inlet section of the recessed nozzle.

Keywords: solid propellant rocket engine, recessed nozzle, gas-dynamic component of the flow coefficient, nozzle recessed part shape, numerical modelling.

References

1. Gubertov A.M., Mironov V.V., Borisov D.M. et al. *Gazodinamicheskie i teplofizicheskie protsessy v raketnykh dvigatelyakh tverdogo topliva* (Gas-dynamic and thermo-physical processes in solid fuel rocket engines), Moscow, Mashinostroenie, 2004, 512 p.
2. Taherinezhad R., Zarepour G. Theoretical, Numerical and Experimental Investigation of Vortex Shedding in a Novel Sub-Scaled Motor. *Journal of Applied Fluid Mechanics*. 2019, vol. 12, no. 4, pp. 1319–1332. DOI: 10.29252/jafm.12.04.29686
3. Volkov K.N., Denisikhin S.V., Emel'yanov V.N. Gas dynamics of a recessed nozzle in its displacement in the radial direction. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2017, vol. 90, no. 4, pp. 932–940. DOI: 10.1007/s10891-017-1640-8
4. Volkov K.N., Emel'yanov V.N., Denisikhin S.V. Formation of Vortex Structures in the Prenozzle Space of an Engine with a Vectorable Thrust Nozzle. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2016, vol. 89, no. 3, pp. 660–670. DOI: 10.1007/s10891-016-1424-6
5. Cavallini E., Bianchi D., Favini B., Di Giacinto M., Serraglia F. Internal Ballistics Modeling of High

- Performance SRMs with Coupled Nozzle Erosion Characterization. *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (31 July – 03 August 2011, San Diego, California)*. AIAA 2011-5799. DOI: 10.2514/6.2011-5799
6. Gaponenko O.V. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii*, 2019, no. 6(90). URL: <http://www.engjournal.ru/search/keyword/6982/page1.html> DOI: 10.18698/2308-6033-2019-6-1893
 7. Ponomarev A.A., Ponomarev N.B. Investigation of specific impulse losses due to irregularity of combustion products distribution. *Aerospace MAI Journal*, 2010, vol. 17, no. 6, pp. 66–71.
 8. Islam S., Md Shafiqul I. Numerical Analysis for Determination of Hydrodynamic Characteristics of a Gimballed Thrust Vectoring Nozzle. *Journal of Bangladesh Academy of Sciences*, 2017, vol. 41, no. 1, pp. 69–84. DOI: 10.3329/jbas.v41i1.33505
 9. Nikolaev Yu.M., Panin S.D., Solomonov Yu.S., Sychev M.P. *Osnovy proektirovaniya tverdoplivnykh upravlyaemykh ballisticheskikh raket. Chast' II* (Fundamentals of solid-fuel guided ballistic missiles designing. Part II), Moscow, MGTU im. N.E. Bauman, 2000, 140 p.
 10. Lukhtura F.I. *Vestnik Priazovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta. Tekhnicheskie nauki*, 2005, no. 15, pp. 175–180.
 11. Erokhin B.T., Sorokin V.A., Ermolaev A.Yu., Sinyakov A.E. *Izvestiya Rossiiskoi Akademii Raketnykh i Artilleriiskikh nauk*, 2016, no. 3 (93), pp. 143–147
 12. Yu K., Yang X., Mo Z. Profile Design and Multifidelity Optimization of Solid Rocket Motor Nozzle. *Journal of Fluids Engineering*, 2014, vol. 136, no. 3, 031104, 6 p. DOI: 10.1115/1.4026248
 13. Degtyaryov S.A., Semyonov P.A., Borisov D.M., Rudenko A.M. Simulation of two-layer flow and heat transfer in the case of film cooling in hi-enthalpy streams. *Aerospace MAI Journal*, 2011, vol. 18, no. 5, pp. 23–32.
 14. Lavrukhin G.N. *Aerogazodinamika reaktivnykh sopel. V 3 tomakh. T.1. Vnutrennie kharakteristiki sopel* (Air-gasdynamics of jet nozzles. Vol.1. Internal nozzle specifications), Moscow, Nauka, FIZMATLIT, 2003, 376 p.
 15. Milekhin Yu.M., Klyuchnikov A.N., Burskii G.V., Lavrov G.S. *Energetika raketnykh dvigatelei na tverdom toplive* (Energetics of solid fuel rockets), Moscow, Nauka, 2013, 207 p.
 16. Sabirzyanov A.N., Kirillova A.N. *Vestnik Kontserna VKO "Almaz – Antei"*, 2018, no. 1(24), pp. 43–50.
 17. Alam M.M.A., Setoguchi T., Matsuo S., Kimc H.D. Nozzle geometry variations on the discharge coefficient. *Propulsion and Power Research*, 2016, vol. 5, no. 1, pp. 22–33. DOI: 10.1016/j.jprr.2016.01.002
 18. Miller W.H., Barrington D.K. A Review of Contemporary Solid Rocket Motor Performance Prediction Techniques. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1970, vol. 7, no. 3, pp. 225–237. DOI: 10.2514/3.29911
 19. Babchenko V.F., Zubets P.F., Fakhruddinov I.Kh. *Oboronnaya tekhnika*, 1978, vol. 9, pp. 10–12.
 20. Solov'ev L.S. *Materialy II regional'noi studencheskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii "Chelovek v prirodnom, sotsial'nom i sotsiokul'turnom okruzenii"*, Izhevsk, Chastnoe obrazovatel'noe uchrezhdenie vysshego obrazovaniya "Vostochno-Evropeskii institute", 2018, pp. 185–198.
 21. Shimada T., Sekiguchi M., Sekino N. Flow inside a solid rocket motor with relation to nozzle inlet ablation. *AIAA Journal*, 2007, vol. 45, no. 6, pp. 1324–1332. DOI: 10.2514/1.22952
 22. Sabirzyanov A.N., Glazunov A.I., Kirillova A.N., Titov K.S. Simulation of a Rocket Engine Nozzle Discharge Coefficient. *Russian Aeronautics*, 2018, vol. 61, no. 2, pp. 257–264. DOI: 10.3103/S1068799818020150
 23. Idel'chik I.E. *Issledovanie sopel aerodinamicheskikh trub. Tekhnicheskie zametki TsAGI*. Moscow, TsAGI, 1935, 33 p.
 24. Dobrovolskii M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya* (Liquid rocket engines. Design Basics), Moscow, MGTU im. N.E. Bauman, 2005, 488 p.