

# ТЕПЛОВЫЕ, ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГОУСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

---

УДК 621.45.02

DOI: 10.34759/vst-2021-2-142-151

## ВЛИЯНИЕ ЗАКРУТКИ ПОТОКА НА ВХОДЕ В СОПЛО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА КОЭФФИЦИЕНТ РАСХОДА

Шайдуллин Р.А.\* , Бекеров А.Р.\*\* , Сабирзянов А.Н.\*\*\*

*Казанский национальный исследовательский технический университет имени А.Н. Туполева – КАИ,  
ул. К. Маркса, 10, Казань, 420111, Россия*

*\* e-mail: samsankimanki@bk.ru*

*\*\* e-mail: bekerovdok@gmail.ru*

*\*\*\* e-mail: ANSabirzyanov@kai.ru*

Статья поступила в редакцию 16.03.2021

---

Современными методами вычислительной гидродинамики проведены исследования влияния интенсивности закрученного потока на входе в сопло на коэффициент расхода в зависимости от геометрических параметров входного участка. Рассмотрены не утопленные в камеру сгорания сопла ракетного двигателя с разным исполнением днищ. Влияние закрученного потока исследовалось в диапазоне числа закрутки Хигера–Бэра от 0 до 0,4. Показано влияние контура входной части сопла, и определены границы снижения коэффициента расхода. Выявлен геометрический параметр входного участка сопел, определяющий влияние интенсивности закрутки потока на коэффициент расхода. Представлены характерные изменения профиля скорости в зависимости от интенсивности закрутки и контура входного участка сопла. Проведены параметрические исследования влияния закрутки потока при постоянном значении расходного комплекса. Представлены зависимости влияния неравномерного распределения закрутки потока на коэффициент расхода.

*Ключевые слова:* ракетный двигатель, интенсивность закрученного потока, диффузор, газодинамическая составляющая коэффициента расхода.

---

### Введение

Одна из актуальных задач, которую необходимо решать на этапах проектирования и доводки ракетного двигателя, в частности ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ), — прогнозирование появления неустойчивых режимов работы. В целях исключения неблагоприятных послед-

ствий их возникновения следует придерживаться в процессе проектирования РДТТ некоторых рекомендаций [1, 2]. Возможно также применения механических способов подавления колебаний давления, но эти способы из-за своих особенностей используются не часто. Кроме этого, известны такие способы подавления акустической не-

устойчивости, как ввод тангенциального потока в камеру сгорания (КС) [3] или обеспечение закрученного течения продуктов сгорания по рабочему тракту РДТТ [4], что позволяет уменьшить акустическую неустойчивость за счет диссипации энергии звуковой волны на преодоление гидравлических потерь.

С одной стороны, с увеличением интенсивности закрутки потока растет диссипация колебательной энергии звуковой волны, с другой — закрутка потока способствует перемешиванию компонентов рабочей смеси, увеличению времени пребывания химически активных продуктов горения в КС и, соответственно, увеличению полноты сгорания. Однако способ подавления колебаний давления за счет закрутки потока может негативно влиять на совершенство процессов в КС, что отражается на действительной величине расходного комплекса. Все факторы, связанные с пространственным характером течения, потерями полного давления и другими особенностями движения рабочего тела по тракту до минимального сечения, учитываются коэффициентом расхода [5]:

$$\dot{m} = \mu_{\Sigma} \frac{p_{0c} F_{\min}}{\beta}, \quad (1)$$

где  $\mu_{\Sigma}$  — суммарный коэффициент расхода [5];  $p_{0c}$  — давление торможения на входе в сопло;  $F_{\min}$  — площадь минимального сечения сопла;  $\beta$  — расходный комплекс.

В свою очередь, суммарный коэффициент расхода представляет собой произведение различных его составляющих [5], среди которых газодинамическая, двухфазная и др. Несмотря на то что газодинамическая составляющая коэффициента расхода РДТТ по абсолютной величине меньше значений других составляющих [5], ее роль в их формировании является определяющей. Следует полагать, что газодинамическая структура с учетом неравномерной интенсивности закрутки потока в поперечном сечении на входе в сопло будет оказывать доминирующее влияние на все составляющие потерь, выраженные через коэффициент расхода в зависимости от формы и геометрических параметров входных дозвуковых участков.

Моделированию закрученных потоков уделяется достаточно много внимания в связи с тем, что они используются в рабочих трактах различных энергосиловых установок для интенсификации тех или иных процессов и выделены в отдельный

класс течений. Основополагающие результаты по закрученным потокам представлены в трудах А.А. Халатова, А. Гупта, Ю.А. Гостинцева, Н.Н. Славянова и др.

В работах [6, 7] показано, что в газотурбинных двигателях закрутка потока после турбины оказывает существенное воздействие на коэффициент расхода реактивного сопла, не имеющего внутренних конструктивных элементов. Влияние закрутки на коэффициент расхода для сопел, имеющих центральное тело, стойки и другие конструктивные элементы, отражено в работе [8]. Применительно к трактам ракетных двигателей некоторые закономерности течения закрученного вязкого потока однокомпонентного рабочего тела, полученные на основе решения системы уравнений Навье—Стокса, представлены в работе [9]. В указанных работах отражены закономерности уменьшения коэффициента расхода при закрутке потока. Для сопел Лавалья отмечена тенденция роста удельного импульса с увеличением интенсивности закрутки потока [9]. Таким образом, при стабилизирующем воздействии закрутки потока в трактах РДТТ доминирующим фактором, негативно влияющим на тяговые характеристики, является газодинамическая составляющая коэффициента расхода.

В данной работе объектом исследования являются классические неутопленные сопла, имеющие различные контуры входных дозвуковых участков (рис. 1). Общим для представленных участков, за исключением контура, построенного с применением соотношения Витошинского, является наличие радиусного входа в горло минимального сечения, значение которого удобно выразить в относительном виде  $\bar{R}_2 = R_2 / R_M$ . Указанные контуры отличаются переходной поверхностью от цилиндрической формы КС к радиусному входу в минимальное сечение. Конический контур (рис. 1,а) используется в ракетных двигателях на жидком топливе. Днища эллиптической (рис. 1,б) и торосферической (рис. 1,в) формы свойственны РДТТ [2]. Рассмотрено также гипотетическое плоское днище КС (рис. 1,г), сопряженное с указанным радиусным входом в горловину сопла и с цилиндрической стенкой КС по радиусу  $\bar{R}_3 = R_3 / R_M$ . Контур, построенным с использованием формулы Витошинского (рис. 1,д), получен сопряжением сферической формы входного участка и укороченного контура Витошинского. Последний, как правило, в ракетном двигателе-

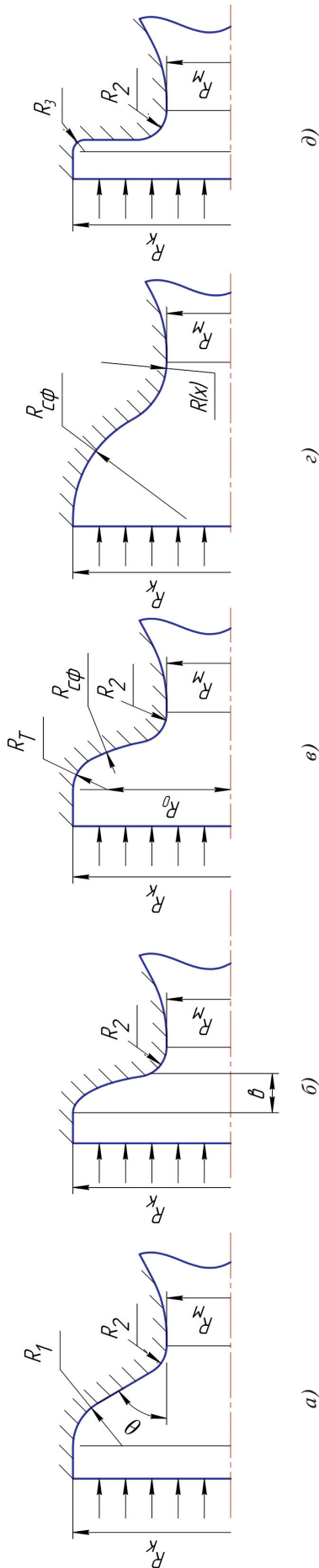


Рис. 1. Контуры дозвуковых участков сопел: а – конический ( $\theta = 40^\circ$ ,  $R_1 = 1,5 R_M$ ); б – эллиптический ( $b/R_k = 0,45$ ); в – торосферический ( $R_r = 0,25 R_k$ ,  $R_{сф} = 2 R_k$ ,  $R_0 = 0,75 R_k$ ); г – плоское днище с радиусным входом в минимальное сечение; д – контур, построенный с применением формулы Витошинского ( $R_{сф} = 5 R_M$ )

строении не используется из-за значительных геометрических размеров и неудовлетворительных массовых характеристик.

При построении геометрических моделей всех сопел значения радиусов  $R_M$  и  $R_K$  не изменялись, и реализовано отношение  $R_K/R_M = 7,12$ . К отличительным геометрическим параметрам рассматриваемых сопел относится протяженность входного участка от входа в сопло до минимального сечения  $L$ . Поверхность подвода рабочего тела указана на рисунках. Геометрические параметры сверхзвукового профиля сопла для всех дозвуковых участков оставались неизменными.

Целью данной работы является численная оценка влияния на коэффициент расхода интенсивности и неравномерности закрутки потока на входе в сопло в зависимости от формы контура дозвукового участка. В качестве коэффициента расхода рассматривается его газодинамическая составляющая.

#### Методика моделирования и постановка задачи

Моделирование проводилось средствами программного продукта ANSYS Fluent в рамках осесимметричного приближения в идеальной газовой адиабатной постановке стационарной задачи.

Согласно данным численного моделирования закрученных турбулентных потоков [10], удовлетворительное соответствие с экспериментальными данными и результатами прямого численного моделирования получено при использовании классических моделей, основанных на осредненных по Рейнольдсу уравнениях Навье–Стокса (RANS). Распространенность RANS-подхода обусловлена оптимальным соотношением точности получаемых результатов и ресурсоемкости [11–13]. При моделировании закрученных течений с учетом теплообмена удовлетворительные результаты получены при замыкании осредненных уравнений Навье–Стокса двухпараметрической моделью турбулентности RNG  $k-\epsilon$  [11, 12]. Результаты верификации применения модели RNG  $k-\epsilon$  для расчета коэффициента расхода классических сопел представлены в работе [14]. Кроме этого, указанная модель турбулентности обеспечивает удовлетворительную точность расчета потерь удельного импульса утолщенного сопла [15]. В данной работе использовалась турбулентная модель RNG  $k-\epsilon$  с типовым набором модельных констант, способная обеспечить требуемую точность согласно заявленной цели и указанным допущениям.

Для исключения необходимости определения граничных условий на выходе из сопла, геометрические модели расчетной схемы включали дополнительный объем, позволяющий прогнозировать истечение сверхзвуковой струи в свободное пространство. Расчетные модели КС и сопла основаны на структурированной сетке. При изменении геометрических параметров сопел качество сетки поддерживалось постоянным. Для описания характеристик пограничного слоя применялась стандартная пристеночная функция. В целом, для всех рассматриваемых входных участков сопел параметр  $y^+$  от входа до минимального сечения изменялся в диапазоне от 25 до 60.

Граничные условия моделирования:

— на входе сопло (см. рис. 1) задавались параметры потока рабочего тела и доля окружной составляющей скорости, обеспечивающая требуемую интенсивность закрутки;

— стенки сопла гладкие с условиями прилипания и непротекания рабочего тела;

— на выходе дополнительного объема задавалось постоянство атмосферного давления в поперечном сечении.

В качестве гипотетического рабочего тела рассматривался воздух с параметрами торможения на входе исследуемых сопел  $p_{0c} = 7$  МПа и  $T_{0c} = 3170$  К. Неизменность значений  $p_{0c}$ ,  $F_{min}$  и  $\dot{m}$  при моделировании в идеальном приближении обеспечивают постоянство расходного комплекса (1), что определяет корректность сопоставления коэффициента расхода. Интенсивность закрученного потока принято определять с помощью числа закрутки Хигера—Бэра [16]:

$$S_n = \frac{M_n}{RJ}, \quad (2)$$

где  $M_n = 2\pi \int_0^R \rho \omega r^2 dr$  — момент количества движения;  $J = 2\pi \int_0^R \rho u^2 r dr$  — проекция количества движения на продольную ось;  $R$  — характерный радиус;  $u$ ,  $\omega$  — составляющие вектора скорости в осевом и окружном направлениях;  $\rho$  — плотность среды.

Известно, что если параметры крутки в потоке больше некоторого критического значения, то увеличение интенсивности закрутки оказывает стабилизирующее влияние. По данным [17] оптимальным диапазоном безразмерного числа закрутки является  $S_n = 0 \div 0,3$ , так как при  $S_n > 0,6$  про-

исходит прецессия ядра потока, что, по мнению многих авторов, создает условия, при которых режим течения становится менее устойчивым. К тому же применение закрученных потоков с интенсивностью  $S_n > 0,4$  ухудшает массовые, габаритные характеристики и сужает технологические возможности обеспечения закрутки. В данной работе рассматривался диапазон  $S_n = 0 \div 0,4$ .

По результатам моделирования газодинамическая составляющая коэффициента расхода рассчитывалась по соотношению

$$\mu = \frac{\dot{m}}{A(k) p_{0c} F_{min} / \sqrt{RT_{0c}}}, \quad (3)$$

где  $\dot{m}$  — значение действительного расхода, полученное в результате численного решения;

$$A(k) = \sqrt{k} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}; \quad k \text{ и } R \text{ — отношение тепло-$$

емкостей и равновесное значение газовой постоянной.

### Результаты расчетов

При равномерно распределенных параметрах потока на входе в сопло (см. рис. 1), включая окружную составляющую скорости, влияние закрутки потока на абсолютный и относительный коэффициенты расхода отражено на рис. 2, где относительный коэффициент расхода представляет собой отношение коэффициентов расхода закрученного и незакрученного потоков  $\bar{\mu} = \mu_s / \mu$ . В представленных зависимостях все входные участки, кроме спрофилированного с применением формулы Витошинского, выполнены с радиусом  $\bar{R}_2 = 1,6$ . Показано, что наибольший коэффициент расхода соответствует контуру Витошинского (рис. 2,а). Для конического и эллиптического контуров днищ КС прогнозировались практически одинаковые значения коэффициентов расхода, что соответствует данным [18] о незначительном различии значений коэффициентов расхода без закрутки потока. Для плоского днища, как будет показано дальше, значение коэффициента расхода существенно меньше указанного диапазона.

С увеличением интенсивности закрутки коэффициент расхода практически одинаково уменьшается для всех рассматриваемых дозвуковых контуров (рис. 2,б). В указанном диапазоне коэф-

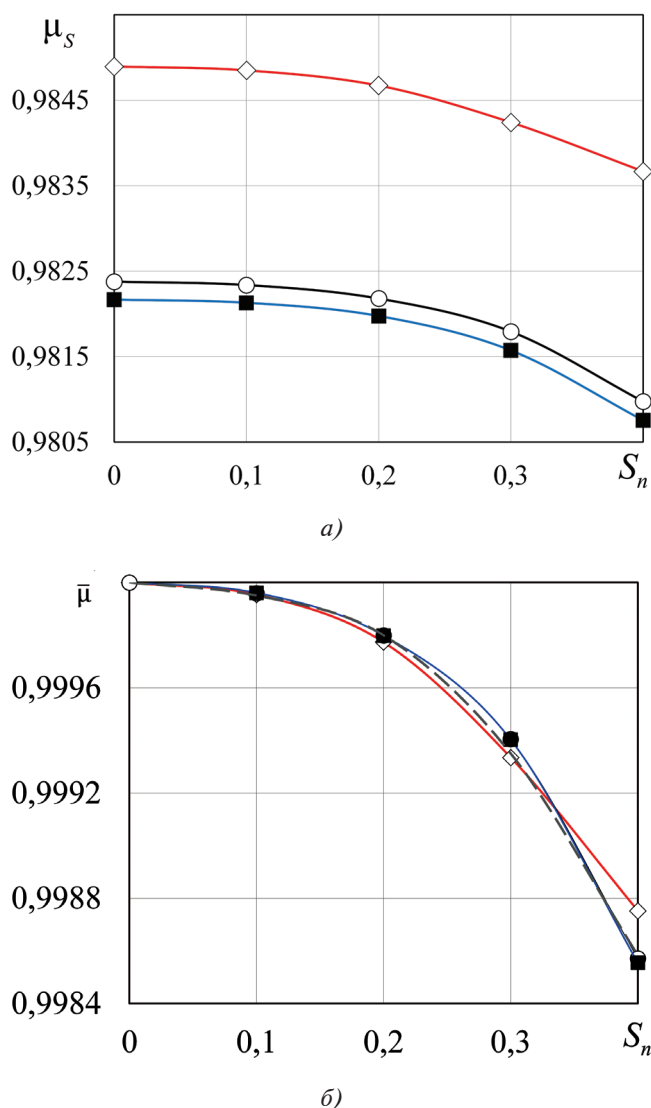


Рис. 2. Влияние равномерно распределенной интенсивности закрутки потока на входе в сопло на абсолютный (а) и относительный (б) коэффициенты расхода:  $\diamond$  — дозвуковой контур, построенный с применением формулы Витошинского;  $\circ$  — торосферическое днище;  $\blacksquare$  — эллиптическое днище; ---- — плоское днище с  $\bar{R}_3 = 0,2$

коэффициента Хигера—Бэра изменения коэффициента расхода для контура, построенного по формуле Витошинского, составляет

$$\Delta\mu_{S=0,4} = \frac{\mu - \mu_{S=0,4}}{\mu} \cdot 100\% = 0,12\%,$$

а для днищ торосферического, эллиптического, конического и плоского — 0,14 %. Можно отметить, что для контура Витошинского в диапазоне  $S_n = 0,2 \div 0,4$  характер изменения коэффициента расхода близок к линейному.

Значение коэффициента расхода и его зависимость от интенсивности закрутки потока определяются геометрическим профилем всего дозвукового

участка сопла. Представленные иллюстрации (рис. 2) отражают тот факт, что поверхность перехода от цилиндрической формы КС к радиусному входу в минимальное сечение существенно не влияет на зависимость коэффициента расхода от интенсивности закрутки потока. Влияние радиуса входа в минимальное сечение на изменения абсолютного и относительного значений коэффициентов расхода в зависимости от интенсивности равномерно закрученного потока на примерах КС с торосферическим и плоским днищами с прежними геометрическими параметрами показано на рис. 3. Отчетливо видно, что с уменьшением  $\bar{R}_2$  значение коэффициента расхода, как при наличии, так и при отсутствии закрутки, существенно падает. Например, при максимальной рассмотренной интенсивности закрутки для КС с торосферическим и плоским днищами изменения коэффициента расхода соответственно составляют  $\Delta\mu_{S=0,4} = 0,019\%$  и  $0,011\%$  (рис. 3,б). Таким образом, определяющим параметром, влияющим на коэффициент расхода в зависимости от интенсивности закрутки, является радиус входа в минимальное сечение, при увеличении которого вихревые потери практически отсутствуют и преобладают только силы трения [19].

Влияние относительного радиуса сопряжения цилиндрической обечайки КС с плоским днищем  $\bar{R}_3$  (см. рис. 1,з) при постоянном значении  $\bar{R}_2$  на относительный коэффициент расхода в зависимости от интенсивности равномерно закрученного потока представлено на рис. 4. Показано, что относительный коэффициент расхода практически не зависит от  $\bar{R}_3$ . Очевидно, что с уменьшением

$\bar{R}_3$  наблюдается тенденция увеличения торосферического вихря, расположенного в угловой зоне перед плоским днищем, и, соответственно, роста потерь полного давления на участке входа в минимальное сечение и уменьшения коэффициента расхода (см. рис. 3). Равномерное распределение закрутки потока и относительно малые размеры угловых вихревых структур перед плоским днищем определяют весьма незначительные потери, сопряженные с диссипацией энергии закрученного потока торосферическим вихрем.

Совершенство процесса истечения, как и значение коэффициента расхода, определяется профилем скорости в минимальном сечении сопла, формируемым дозвуковым участком. На рис. 5



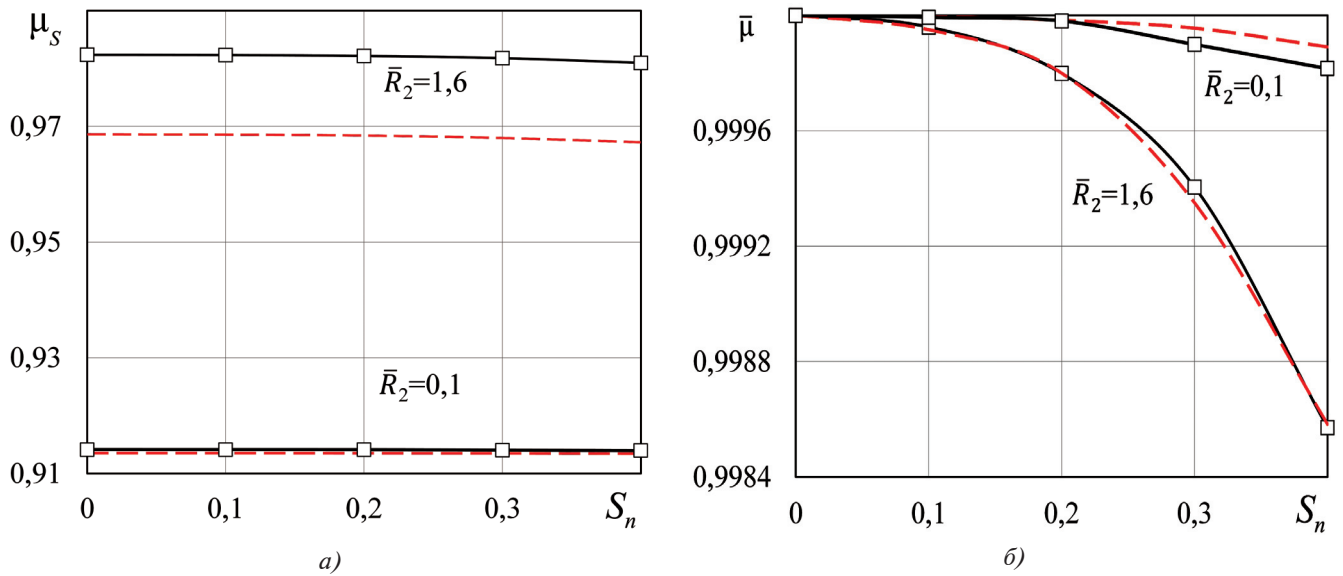


Рис. 3. Влияние равномерно распределенной интенсивности закрутки потока на входе в КС с торосферическим (□) и плоским (---) днищами на абсолютный (а) и относительный (б) коэффициенты расхода

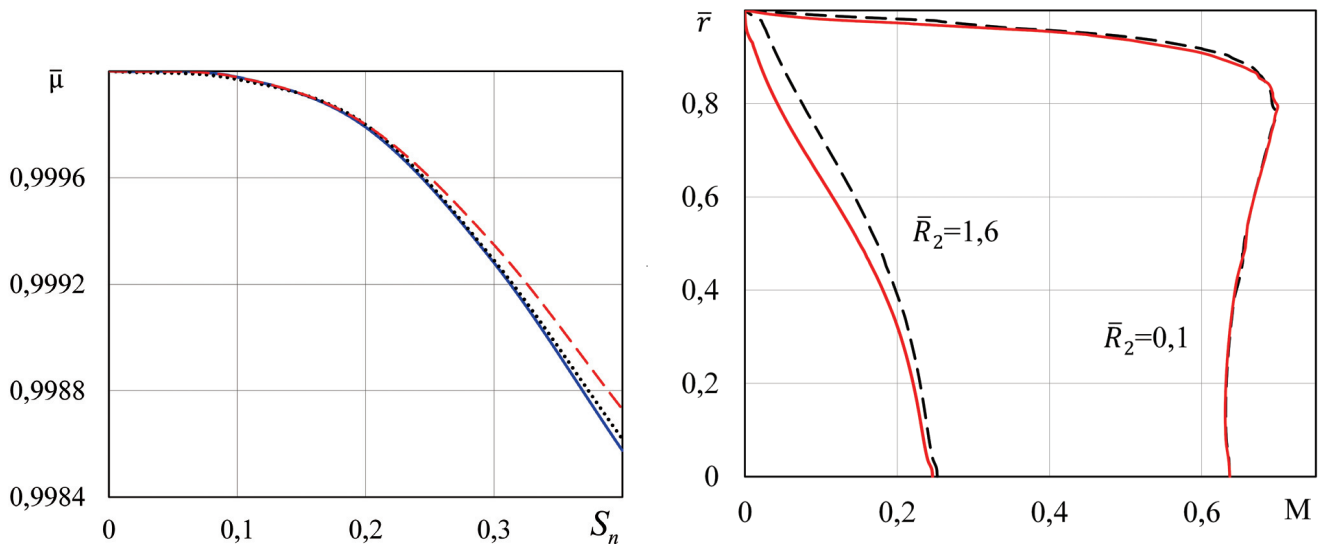


Рис. 4. Изменения относительного коэффициента расхода КС при равномерно распределенной интенсивности закрутки потока в зависимости от радиуса сопряжения плоского днища с цилиндрической обечайкой при  $\bar{R}_2=1,6$ ; ---  $\bar{R}_3=4,5$ ; ...  $\bar{R}_3=1,7$ ; —  $\bar{R}_3=0,2$

Рис. 5. Профили осевой составляющей относительной скорости (число Маха) на входе в горловину минимального сечения КС с торосферическим (---) и плоским (—) днищами при равномерно распределенной интенсивности закрутки потока

представлены профили осевой составляющей относительной скорости на входе в горловину минимального сечения при  $S_n = 0,4$ . В рассматриваемом диапазоне чисел  $S_n$  осевая составляющая скорости практически не зависит от интенсивности закрутки при равномерном ее распределении, т.е. представленные профили практически соответствуют всему диапазону интенсивности закрутки. Отчетливо показано влияние радиуса входа в горло минимального сечения  $\bar{R}_2$ . С уменьшением радиуса входа в минимальное сечение профиль скорости становится более наполненным и рав-

номерным. Профили осевой и окружной составляющих скорости для КС с торосферическим, эллиптическим и коническими днищами практически не различаются между собой и по сравнению с плоскими днищами более наполнены, что и отражают коэффициенты расхода для данных днищ.

Характерные профили относительной скорости в минимальном сечении сопла с разными дозвуковыми участками при заданном значении  $S_n = 0,4$  представлены на рис. 6. Относительный радиус входа в горловину сопла КС с эллиптичес-

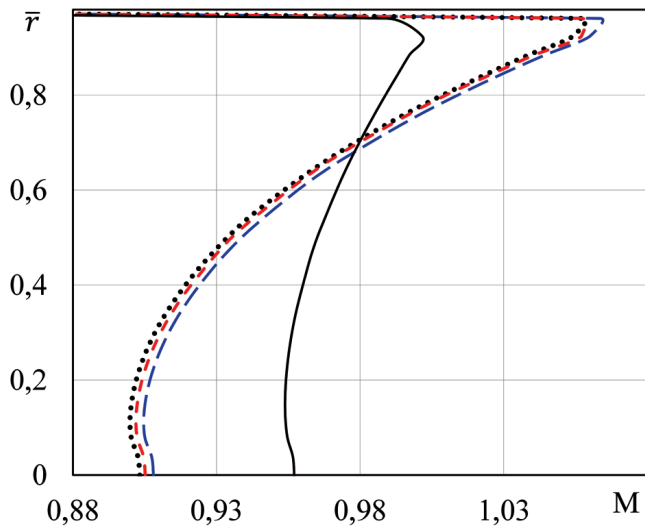


Рис. 6. Профили осевой составляющей относительной скорости в минимальном сечении сопла с различными дозвуковыми участками: контур Витошинского (—); эллиптическое днище (- - -); торосферическое днище (- · - ·); плоское днище (····)

ким, торосферическим и плоским днищами соответствует значению  $\bar{R}_2 = 1,6$ . Показано, что профиль скорости, полученный для контура Витошинского, качественно отличается от других профилей и является более равномерным и более наполненным. Следует отметить, что для него интегральное значение окружной скорости по профилю меньше, чем для других дозвуковых контуров, а в пристеночной области осевая составляющая существенно меньше. Распределение скорости в минимальном сечении соответствует эпюрам давления и обусловлено поджатием центральных областей потока за счет поворота потока в направлении к оси в докритической части сопла [20], т.е. радиальная составляющая скорости по тракту дозвукового участка не позволяет тангенциальной составляющей существенно влиять на профиль абсолютной скорости в минимальном сечении. При  $S_n \leq 0,2$  профиль осевой скорости в минимальном сечении изменяется весьма незначительно, и данный диапазон интенсивности закрутки обеспечивает минимальное ухудшение тяговых характеристик.

Равномерное распределение закрутки потока на входе в сопло — это возможный, гипотетический вариант, в связи с чем проведена оценка зависимости коэффициента расхода от интенсивности закрутки потока с учетом возможной ее неравномерности. Объектами исследования в данном аспекте являлась КС с торосферическим днищем и радиусом входа в минимальное сечение.

Формирование неравномерности закрутки потока обеспечивалось граничными условиями, проиллюстрированными на рис. 7, согласно которым по площади с радиусом  $R_0$  вводится осевая составляющая скорости без закрутки, а закрутка задается по площади  $R_{зак} - R_0$  так, чтобы ее интегральная величина, согласно уравнению (2), соответствовала ранее рассмотренной равномерной закрутке для сопоставления. Геометрические параметры задаваемых условий неравномерной закрутки:  $R_{зак}/R_0 = 1,43$ ;  $R_k/R_{зак} - var$ .

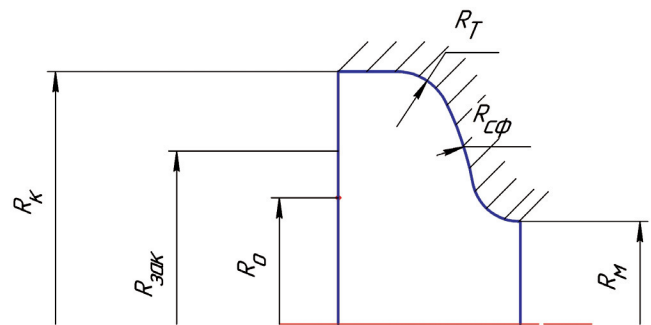


Рис. 7. Схема модельного формирования неравномерной закрутки

Сопоставление изменений коэффициента расхода в зависимости от неравномерности закрутки потока при  $S_n = 0,4$  приведено на рис. 8. Неравномерное распределение закрутки приводит к

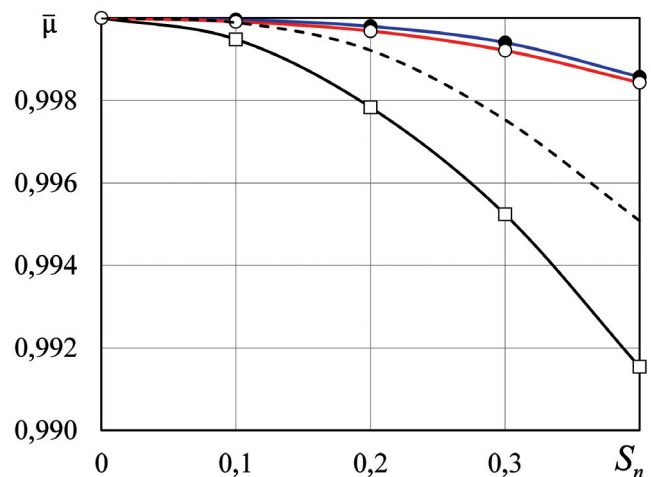


Рис. 8. Зависимости относительного коэффициента расхода от интенсивности закрутки: • — равномерное распределение закрутки по всему радиусу камеры; ○ — неравномерное распределение закрутки по радиусу камеры  $R_k/R_{зак} = 1$ ; - - - - неравномерное распределение закрутки при  $R_k/R_{зак} = 1,85$ ; □ — неравномерное распределение при  $R_k/R_{зак} = 2,7$

существенному падению коэффициента расхода по сравнению с равномерным. По сравнению с равномерной закруткой потока неравномерная обеспечивает наиболее выпуклый профиль абсолютной скорости в минимальном сечении и его большую деформацию в пристеночной области (рис. 9).

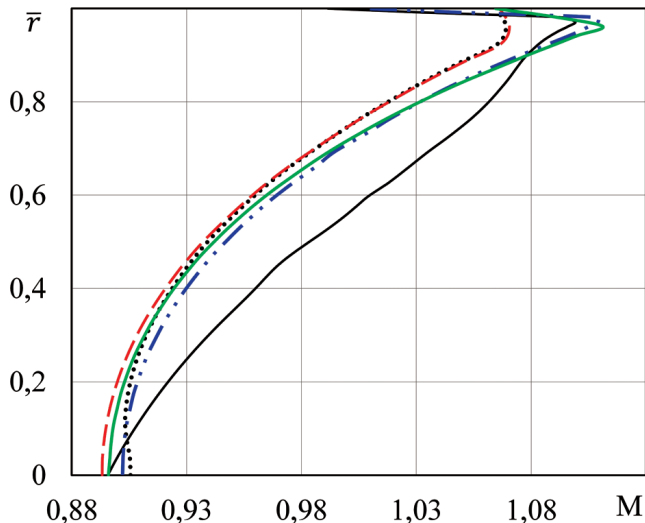


Рис. 9. Профили абсолютных приведенных скоростей в минимальном сечении сопла:

- ..... — закрутка потока отсутствует ( $S_n = 0$ );
- — равномерная закрутка потока с интенсивностью  $S_n = 0,4$  по всему радиусу камеры;
- — неравномерная закрутка при  $R_k/R_{зак} = 1$  и  $S_n = 0,4$ ;
- — неравномерная при  $R_k/R_{зак} = 1,85$  и  $S_n = 0,4$ ;
- — неравномерная при  $R_k/R_{зак} = 2,7$  и  $S_n = 0,4$

### Выводы

Для классических не утопленных в КС сопел с разным исполнением днищ равномерно распределенная закрутка гомогенного потока на входе в сопло в диапазоне коэффициента Хигера — Бэра от 0 до 0,4 приводит к снижению коэффициента расхода не более чем на 0,14 %.

Определяющим геометрическим фактором, отражающим влияние интенсивности закрутки потока на коэффициент расхода, является радиус входа в минимальное сечение.

Неравномерное распределение закрученного потока на входе в сопло в большей степени способствует падению коэффициента расхода, чем равномерное.

### Библиографический список

1. Абугов Д.И., Бобылев В.М. Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива: Учебник для машиностроительных вузов. — М.: Машиностроение, 1987. — 272 с.
2. Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива: Учебник для машиностроительных вузов. — М.: Машиностроение, 1987. — 328 с.
3. Присняков В.Ф. Динамика ракетных двигателей твердого топлива: Учебное пособие для вузов. — М.: Машиностроение, 1984. — 248 с.
4. Шайдуллин Р.А., Сабирзянов А.Н. Заряд ракетного двигателя с закрученным каналом для подавления неустойчивости // XXIV Туполевские чтения (школа молодых ученых): Сборник докладов Международной молодежной научной конференции (07–08 ноября 2019; Казань). Казань: Изд-во ИП Сагиева А.Р., 2019. Т. 2. С. 366–370.
5. Губерт А.М., Миронов В.В., Борисов Д.М. и др. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива / Под ред. А.С. Коротева. — М.: Машиностроение, 2004. — 512 с.
6. Черный Г.Г. Закрученные течения сжимаемого газа в каналах // Известия АН СССР ОТН. 1956. № 6. С. 55–62.
7. Гостинцев Ю.А. Расходные характеристики сопла при истечении винтового потока газа // Известия АН СССР МЖГ. 1969. № 4. С. 158–162.
8. Скачков С.В., Шпаковский Д.Д. Численное моделирование течения газа в реактивном сопле // Вестник Концерна ВКО «Алмаз — Антей». 2016. № 3. С. 41–46.
9. Рыжков В.В., Морозов И.И. Математическое моделирование и параметрическое исследование течения закрученного турбулентного однокомпонентного потока рабочего тела в транс- и сверхзвуковых областях сопел Лавалья // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва. 2009. № 3-2(19). С. 382–391.
10. Фафулин В.А. Моделирование вращающихся и рециркуляционных потоков на основе гибридной двухпараметрической  $k$ - $\epsilon$  модели // Инженерно-физический журнал. 2002. Т. 75. № 1. С. 76–81.
11. Леонтьев А.И., Кузма-Кичта Ю.А., Попов И.А. Теплообмен и гидродинамика в закрученных потоках (обзор) // Теплоэнергетика. 2017. № 2. С. 36–54. DOI: 10.1134/S0040363617020060
12. Пахомов М.А., Терехов В.И. Численное моделирование турбулентного закрученного газодисперсного потока за внезапным расширением трубы // Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т. 22. № 5. С. 621–632.
13. Сабирзянов А.Н., Кириллова А.Н., Хаматнурова Ч.Б. Влияние геометрических параметров входного участка утопленного сопла на коэффициент расхода



- // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 2. С. 140-148. DOI: 10.34759/vst-2020-2-140-148
14. 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.
  15. Сабирзянов А.Н., Кириллова А.Н. Многофакторность влияния степени утопленности сопла на коэффициент расхода // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2018. № 1(24). С. 43–50.
  16. Gupta A.K., Lilley D.G., Syred N. Swirl flows. — Abacus Press, Tunbridge Wells, England, 1984. — 475 p.
  17. Алексеенко С.В., Куйбин П.А., Окулов В.Л. Введение в теорию концентрированных вихрей. — Новосибирск: Институт теплофизики СО РАН, 2003. — 504 с.
  18. Back L.H., Cuffel P.F. Flow coefficients for supersonic nozzles with comparatively small radius of curvature throats // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1971. Vol. 8. No. 2, pp. 196–197. DOI: 10.2514/3.30247
  19. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика: Учебник для вузов. — М.: Наука, 1976. — 888 с.
  20. 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.

## FLOW SWIRL IMPACT AT THE ROCKET ENGINE NOZZLE INLET ON THE FLOW COEFFICIENT

Shaidullin R.A.\* , Bekerov A.R.\*\* , Sabirzyanov A.N.\*\*\*

*Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI,  
10, Karl Marks str., Kazan, 420111, Russia*

\* e-mail: samsankimanki@bk.ru

\*\* e-mail: bekerovdok@gmail.ru

\*\*\* e-mail: ANSabirzyanov@kai.ru

### Abstract

The main issue while rocket engine design, particularly the solid propellant rocket engine (SPRE), is ensuring indispensable engine characteristics, during which operation the probability of acoustic instability occurrence at various modes cannot be excluded. Application of various shapes of the solid propellant channel, grooves as well as combustion products flow swirling inside the engine, which, in turn, may both reduce the probability of the acoustic instability occurrence and increase it, facilitates this. The presented article considers the SPRE, which distinctive feature consists in the presence of the controlled flow swirling inside the combustion chamber.

The purpose of the work was studying impact of the swirled flow and various shapes of the classical inlet subsonic sections of the nozzle on the flow coefficient and forming recommendations for their application.

The state-of-the-art techniques of computational aero dynamics were employed for studying the flow coefficient of classical subsonic nozzle sections under the swirled flow impact. Numerical modelling was being performed employing classical models based on averaged Reynolds Navier-Stokes equations (RANS),

which ensure optimal relationship between the obtained results accuracy and resource intensiveness. The RNG  $k-\epsilon$  turbulent model with typical set of model constants, able to ensure the required accuracy according to declared goal and adopted assumptions, namely quasi-stationary axisymmetric adiabatic approximation of the ideal-gas formulation was being employed in the presented work.

Geometry of the computational model supposed application of classical subsonic nozzle sectors (bottoms) with variable parameters of the subsonic jet narrowing, inlet section, from which the swirled flow boundary conditions were being set, unchanged geometry of the supersonic part of the nozzle and extra volume behind the nozzle cutoff. The grid quality was being maintained constant when the computational model geometry changing.

Classical bottoms with conical, elliptical and flat shapes of the nozzle subsonic part, as well as the contour designed with Vitoshinsky formula were being studied in this work. The swirled flow intensity, characterized by the Higher-Baer coefficient  $S_n$ , was the boundary condition for the combustion products

flow at the nozzle subsonic part inlet. The dependencies of the flow coefficient on the swirled flow intensity at various shapes of the nozzle subsonic part were obtained.

The results of flow characteristics of the subsonic sectors contours under study are being compared with each other at the same swirled flow intensity. The article shows that the swirled flow intensity increasing at the nozzle subsonic part inlet up to  $S_n = 0.4$  leads to the flow coefficient decrease by no more than 0.14%. The largest flow coefficient and more uniform velocity profile in the minimum section when the swirled flow feeding corresponds to the Vitoshinsky contour due to the smoother contour to the minimum nozzle section inlet. Recommendations on the parameters of the transitional sector from the cylindrical part of the chamber to the bottom contour and throat section of the inlet to the minimum section for various bottom shapes are presented. Radius of the inlet to the throat section minimum section has the greatest impact on the flow coefficient.

**Keywords:** rocket engine, swirled flow intensity, diffuser, gas dynamic component of the flow coefficient.

## References

1. Abugov D.I., Bobylev V.M. *Teoriya i raschet raketnykh dvigatelei tverdogo topliva* (Theory and calculation of solid fuel rocket engines), Moscow, Mashinostroenie, 1987, 272 p.
2. Fakhruddinov I.Kh., Kotel'nikov A.V. *Konstruktsiya i proektirovanie raketnykh dvigatelei tverdogo topliva* (Structure and design of solid fuel rocket engines), Moscow, Mashinostroenie, 1987, 328 p.
3. Prisnyakov V.F. *Dinamika raketnykh dvigatelei tverdogo topliva* (Dynamics of solid fuel rocket engines), Moscow, Mashinostroenie, 1984, 248 p.
4. Shaidullin R.A., Sabirzyanov A.N. *Materialy Mezhdunarodnoi molodezhnoi nauchnoi konferentsii "XXIV Tupolevskie chteniya (shkola molodykh uchennykh)" (07–08 November 2019; Kazan)*, Kazan, Izd-vo IP Sagieva A.R., 2019, vol. 2, pp. 366–370.
5. 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.
6. Chernyi G.G. *Izvestiya AN SSSR OTN*, 1956, no. 6, pp. 55–62.
7. Gostintsev Yu.A. *Izvestiya AN SSSR MZhG*, 1969, no. 4, pp. 158–162.
8. Skachkov S.V., Shpakovskii D.D. *Vestnik Kontserna VKO "Almaz – Antei"*, 2016, no. 3, pp. 41–46.
9. Ryzhkov V.V., Morozov I.I. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva*, 2009, no. 3-2(19), pp. 382–391.
10. Fafurin V.A. *Inzhenerno-fizicheskii zhurnal*, 2002, vol. 75, no. 1, pp. 76–81.
11. Leont'ev A.I., Kuzma-Kichta Yu.A., Popov I.A. *Teploenergetika*, 2017, no. 2, pp. 36–54. DOI: 10.1134/S0040363617020060
12. Pakhomov M.A., Terekhov V.I. *Teplofizika i aeromekhanika*, 2015, vol. 22, no. 5, pp. 621–632.
13. Sabirzyanov A.N., Kirillova A.N., Khamatnurova C.B. Geometrical parameters effect of recessed nozzle inlet section on the flow coefficient. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 2, pp. 140–148. DOI: 10.34759/vst-2020-2-140-148
14. Sabirzyanov A.N., Glazunov A.I., Kirillova A.N., Titov K.S. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 2018, no. 2, pp. 105–111.
15. Sabirzyanov A.N., Kirillova A.N. *Vestnik Kontserna VKO "Almaz – Antei"*, 2018, no. 1(24), pp. 43–50.
16. Gupta A.K., Lilley D.G., Syred N. *Swirl flows*. Abacus Press, Tunbridge Wells, England, 1984, 475 p.
17. Alekseenko S.V., Kuibin P.A., Okulov V.L. *Vvedenie v teoriyu kontsentrirannykh vikhrei* (Introduction to the theory of concentrated vortices), Novosibirsk, Institut teplofiziki SO RAN, 2003, 504 p.
18. Back L.H., Cuffel P.F. Flow coefficients for supersonic nozzles with comparatively small radius of curvature throats. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1971, vol. 8, no. 2, pp. 196–197. DOI: 10.2514/3.30247
19. Abramovich G.N. *Prikladnaya gazovaya dinamika* (Applied gas dynamics), Moscow, Nauka, 1976, 888 p.
20. Dobrovolskii M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya* (Liquid rocket engines. Fundamentals of design), Moscow, MGTU im. N.E. Baumana, 2005, 488 p.