

DOI: 10.15593/2224-9982/2015.43.01

УДК 629.7.036

**В.В. Семенов, И.Э. Иванов,
И.А. Крюков, В.В. Федоров**

Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), Москва, Россия

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ВТОРОЙ СТУПЕНИ

Рассмотрен вариант улучшения тяговых характеристик четырехкамерной жидкостной двигательной установки (ДУ) РД-108, размещенной на второй ступени ракеты-носителя «Союз-2». Модернизация ДУ осуществляется путем использования в ее конструкции общего неподвижного высотного круглого насадка, охватывающего обечайки всех четырех штатных круглых реактивных сопел. Благодаря последовательному включению в работу сначала круглых сопел, а затем общего круглого насадка высотная характеристика такого комбинированного сопла близка к характеристике сопла с идеально регулируемой высотностью. При старте ракеты с Земли атмосферное давление передается через кольцевую щель внутрь общего круглого насадка. В результате этого происходит принудительный отрыв струи газа от срезов круглых сопел, вследствие чего общий насадок как бы отсутствует (не включается в работу) и сопла работают в штатном режиме. При полете в верхних слоях атмосферы и снижении внешнего давления скачок уплотнения уходит с кромок сопел на срез общего насадка и сопла с общим круглым насадком вновь работают на режимах близких к расчетному.

Проанализирован случай, когда высотный круглый насадок присоединяется к существующим четырем штатным соплам двигателя РД-108. Проведены расчеты течения газа в таких соплах с кольцевой щелью в месте присоединения общего круглого насадка к соплам. Представлены результаты расчета изменения тяги (удельного импульса) двигателя по высоте полета («земля – пустота»). С использованием уравнений Навье–Стокса проведены расчеты течения потока вязкого газа в трактах круглых сопел с изломом контура. Представлены результаты расчета тяговых характеристик двигателя по высоте полета ракеты. Показано, что установка к земному соплу высотного насадка и организация в месте излома узкой кольцевой щели улучшают тяговые его характеристики. Определены выигрыш тяги в соплах с общим насадком (+1,4 %) и утечка продуктов сгорания через кольцевую щель, которая составила 0,2 % от общего расхода горячего газа. Установлено, что при сокращении длины сверхзвуковой части сопла двигателя РД-108 до сечения с давлением $p_a = 0,6$ атм тяговые характеристики сопла с изломом контура при работе его в атмосферных условиях существенно улучшаются (прирост тяги составляет $\Delta P = 3,2$ %, а на высоте – $\Delta P = 1,26...1,40$ % за счет установки высотного насадка). Предложено два способа регулирования высотности сопла: а) за счет использования щелевого сопла с изломом контура; б) за счет установки к соплу высотного насадка, но без организации в месте излома кольцевой щели, при этом контур насадка смещен во внешнюю сторону.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, сопло, насадок, щель, сопловой блок, число Маха, удельный импульс, масса, расход, давление.

**V.V. Semenov, I.E. Ivanov,
I.A. Kryukov, V.V. Fedorov**

Moscow Aviation Institute
(National Research University), Moscow, Russian Federation

IMPROVEMENT IN THE EFFICIENCY OF A SECOND STAGE ROCKET ENGINE

A variant of improving thrust characteristics of a four-chamber RD-180 liquid rocket engine, installed on the second stage of the Soyuz-2 launch vehicle was considered. Its modernization was carried out by using a common stationary higher expansion circular nozzle extension in its construction, covering the lip of all 4 operational circular nozzles. Due to the series combination in the work, first the round nozzles, and then the common circular extension, the altitude performance of such a combined nozzle, is close to the characteristics of an ideal nozzle adjusted for altitude. At the start of the rocket from Earth, the atmospheric pressure is transmitted through the annular slit inward into the common circular nozzle extension. As a result of this, a forced separation of the gas stream from the exit sections of the circular nozzles takes place, whereby the common nozzle is as if absent (not included in the work), and the nozzle operates in design mode. During flight in the upper layers of the atmosphere with reduced external pressure, shock waves leave the edges of the nozzles in the section of the common extension and the nozzles with the common circular extension once again operate at conditions close to design conditions.

The case of when the higher expansion circular nozzle extension is attached to the existing 4 operating nozzles of the RD-108 rocket engine was analyzed. Calculations of gas flow in such nozzles with annular slits in attachment points of the common circular extension to the nozzles were conducted. The results of the calculations in change of thrust (specific impulse) of the engine in flight at altitudes (Earth-space) are presented. Using Navier-Stokes equations, calculations of viscous gas flow in paths of the circular nozzles with a broken contour were conducted. The calculation results of the thrust characteristics of the engine by altitude during flight are presented. It is shown that the installation of a higher expansion extension to atmospheric nozzles, and organization of narrow annular gaps in places of breakage improve thrust characteristics. Thrust gains in nozzles with common extensions (+1,4%) and leakage of combustion products through the annular gap which amounted to 0,2% of the total flow of hot gas were identified. It was found that by reducing the length of the supersonic part of the nozzle of the RD-108 engine, to the section with pressure $p_a = 0,6$ atm, the thrust characteristics of the nozzle with the broken contour during operation in atmospheric conditions are greatly improved (increase in thrust is 3,2%, and at altitude is 1,26-1,40% as a result of installation of the higher expansion nozzle extension). Two methods of nozzle expansion regulation were proposed: a) by utilizing a slit nozzle with broken contour; b) by installing a higher expansion nozzle extension, but without annular gaps in the breakage points and wherein the contour of the nozzle extension is displaced outwardly.

Keywords: liquid rocket engine, nozzle, nozzle extension, slot, nozzle cluster, Mach number, specific impulse, mass, mass flow, pressure.

В настоящее время расширение круга задач, решаемых с помощью четырехкамерных двигателей ракеты «Союз-2», возможно за счет повышения удельного импульса тяги, соответственно, увеличения массы полезного груза, доставляемого на околоземную орбиту данной ракетой. Жидкостные ракетные двигатели РД-107 (1-я ступень) и РД-108 (2-я ступень) были созданы в 50-х гг. XX в. на заре становления космонавтики. Камеры сгорания этих двигателей имеют аналогичную конструкцию.

У двигателя 2-й ступени ракеты РД-108 (рис. 1) давление в камере меньше, чем у РД-107. Двигатель РД-108 начинает работать с Земли при давлении в камерах сгорания $p_k = 55,5 \text{ кг/см}^2$, вследствие чего штатные сопла работают на Земле с перерасширением газа, а на высоте – с недорасширением, что приводит к существенным потерям тяги [1]. Увеличить удельный импульс двигателя РД-108 при работе вблизи Земли можно путем повышения давления в камерах сгорания. Однако расчеты показывают, что при форсировании двигателя по давлению на 10 % удельный импульс на Земле $I_{y,z}$ увеличится всего на 5,4 с, а удельный импульс в пустоте $I_{y,n}$ практически не изменится [1–7].

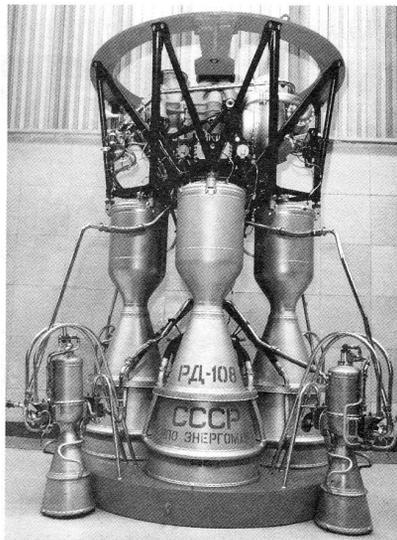


Рис. 1. Двигатель РД-108

Рост удельного импульса двигателя РД-108 в пустоте $I_{y,n}$ можно обеспечить еще за счет увеличения геометрической степени расширения сопел $\bar{F}_a = F_a / F_{\min}$, т.е. за счет снижения давления на срезах сопел до $0,1\text{--}0,15 \text{ кг/см}^2$ (до значений, типичных для двигателей второй ступени). Но в этом случае из-за перерасширения газа в круглых соплах будут иметь место значительные потери удельного импульса при работе двигателя в плотных слоях атмосферы. Возникновение внутри сопла скачков уплотнения может приводить к несимметричному отрыву потока от стенок сопел и, как следствие, к появлению заметных боковых нагрузок.

Для устранения перерасширения газа в круглых соплах предложены различные способы регулирования их высотности. Для этой цели, например, могут использоваться сопло с выдвижным насадком, сопло с изломом контура, сопло с удаляемой вставкой и т.д. Однако они имеют ряд недостатков.

Наиболее перспективным решением регулирования высотности сопла для двигателя РД-108 является применение для четырех круглых его сопел общего высотного насадка, что превращает его в сопло с большой степенью расширения с давлением на срезе $p_a = 0,01 \dots 0,005$ МПа. При этом в месте излома конура сопла (в месте стыка насадка к соплу) создана узкая кольцевая щель (рис. 2).

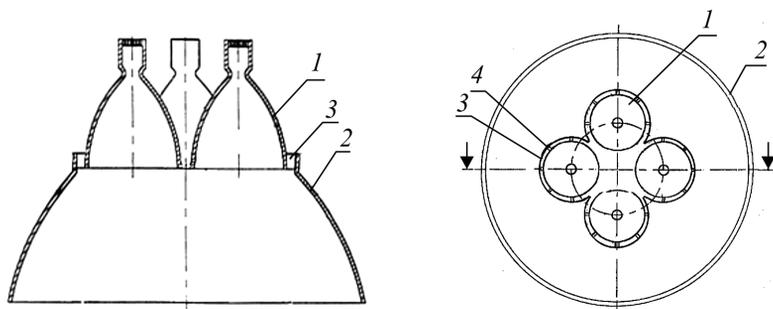


Рис. 2. Камеры сгорания двигателя РД-108: 1 – земное сопло; 2 – высотный насадок; 3 – кольцевая щель; 4 – пилон [2]

Во время работы двигателя на старте ракеты с Земли и вблизи нее атмосферное давление воздействует через узкую кольцевую щель на поток в каждом сопле, вызывая принудительный отрыв газового потока от их стенок. Благодаря отрыву потока в каждом сопле не происходит перерасширения газа и каждое сопло работает близко к расчетному режиму.

При полете ракеты в верхних слоях атмосферы и снижении внешнего давления газовый поток постепенно разворачивается вокруг острых кромок круглых сопел (возникает течение Прандтля–Майера). Когда газовый поток прилипает к стенке общего насадка, скачок уплотнения уходит с кромок круглых сопел и выходит на выходное сечение общего насадка. Благодаря последовательному включению в работу сначала круглых сопел, а затем и общего насадка высотные характеристики таких сопел близки к характеристике сопла с непрерывно регулируемой высотностью.

Прежде чем снабдить круглые сопла четырехкамерного двигателя РД-108 общим высотным насадком, необходимо оценить эффективность двигателя с таким соплом. Например, какой выигрыш тяги может быть получен при оснащении сопла ракетного двигателя, работающего в условиях переменного атмосферного давления, высотным круглым насадком.

В связи с этим практический интерес представляет изменение высотных характеристик ракетного двигателя, работающего на топливе керосин + кислород, при оснащении штатного сопла высотным круглым насадком, имеющим в месте стыка кольцевую щель.

Тяга двигателя на высоте H найдется из уравнения [3]

$$P_H = \varepsilon(1)p_k F_{кр} Z(\lambda_a) \left[1 - \frac{P_H}{p_k} \frac{1}{\varepsilon(1)q(\lambda_a)Z(\lambda_a)} \right],$$

где P_H – тяга двигателя на Земле; p_k – давление в камере, $p_k = 20$ МПа; $F_{кр}$ – площадь критического сечения сопла; p_a – давление на срезе сопла; p_H – атмосферное давление; $\varepsilon(1)$, $q(\lambda_a)$, $Z(\lambda_a)$ – газодинамические функции.

Величина разности высотных характеристик двигателя, снабженного земным соплом или щелевым соплом с высотным насадком, может быть определена для $k = 1,16$ как

$$\Delta \bar{P} = \left(P_{H(p_a=p_H)} - P_{H(p_a=0,06 \text{ МПа})} \right) / P_{H(p_a=0,06 \text{ МПа})}.$$

На рис. 3 приведены высотные характеристики двигателя, работающего на топливе керосин + кислород (кривая 1 – высотные характеристики сопла с давлением $p_a = 0,06$ МПа, кривая 2 – высотные характеристики сопла с давлением $p_a = 0,01$ МПа, кривая 3 – высотные характеристики сопла с давлением $p_a = 0,005$ МПа). Высотные характеристики щелевого сопла с давлением на срезе $p_a = 0,01$ МПа на старте ракеты с Земли проходят вдоль характеристик сопла с давлением $p_a = 0,06$ МПа, а на высоте – вдоль характеристик сопла с $p_a = 0,01$ МПа (см. рис. 3, кривая 2). В другом случае, когда давление щелевого сопла на срезе $p_a = 0,005$ МПа, его высотные характеристики проходят сначала вдоль характеристик сопла с давлением $p_a = 0,06$ МПа, а на высоте – вдоль характеристик сопла с $p_a = 0,005$ МПа (см. рис. 3, кривая 3).

Замена на двигателе земного сопла с давлением $p_a = 0,06$ МПа на щелевое сопло с высотным насадком с давлением на срезе $p_a = 0,01$ МПа

может дать выигрыш тяги в вакууме $\Delta P = 6,8 \%$ (см. рис. 3, кривая 2), а с давлением на срезе $p_a = 0,005$ МПа – в вакууме $\Delta P = 9 \%$ (см. рис. 3, кривая 3). Здесь на старте ракеты с Земли выигрыша тяги нет, так как кольцевая щель организована в сечении сопла с давлением $p_a = 0,06$ МПа, поэтому на старте щелевое сопло работает как земное сопло с $p_a = 0,06$ МПа.

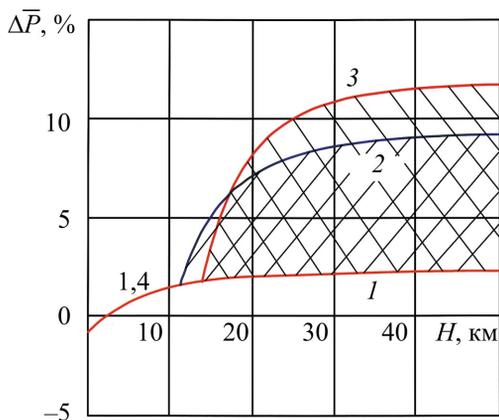


Рис. 3. Высотная характеристика

Таким образом, замена земного сопла двигателя щелевым соплом с высотным круглым насадком существенно повышает средний по траектории полета удельный импульс двигателя. Однако из-за ограничения продольных габаритов ракеты «Союз-2» (размеры стартовой площадки не позволяют увеличить ее длину) высотный круглый насадок, который мог бы быть установлен на двигатель РД-108, будет иметь неоптимальную длину ($\Delta \bar{L} \approx 3,6$).

Для расчета тяговых характеристик щелевого сопла с высотным насадком (рис. 4) в качестве математической модели принята система двумерных нестационарных уравнений Навье–Стокса совместно с уравнениями k – ϵ -модели турбулентности, которые хорошо описывают осесимметричное, нестационарное сжимаемое течение вязкого, калорически совершенного газа [4].

Коэффициент ламинарной вязкости рассчитывается по формуле Сазерленда:

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{273} \right)^{3/2} \frac{273 + C}{T + C}.$$

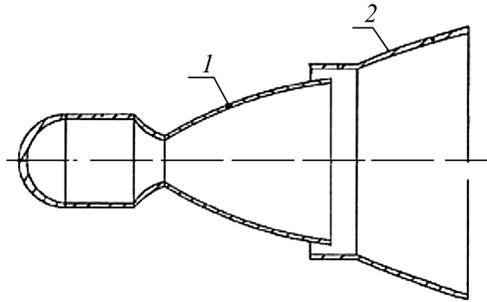


Рис. 4. Схема щелевого сопла:
1 – сопло; 2 – насадок

В расчетах принималось $\mu_0 = 0,0000175 \text{ сН/М}^2$; $C = 122 \text{ К}$; коэффициент молекулярной теплопроводности k_l определяется по известному значению μ и числу Прандтля, $k_l = C_p \mu / \text{Pr}$, где $\text{Pr} = 0,72$, C_p – удельная теплоемкость при постоянном давлении. Коэффициент турбулентной теплопроводности k_t определяется по вычисленному значению турбулентной вязкости μ_t и турбулентному числу Прандтля, $k_t = C_p \mu_t / \text{Pr}_t$, где $\text{Pr}_t = 0,9$.

Для численной аппроксимации конвективной (невязкой) части исходной системы уравнений использовалась явная квазимоноотонная численная схема повышенного порядка точности, являющаяся модификацией схемы С.К. Годунова. Используется кусочно-линейное распределение параметров на расчетном слое и двумерные процедуры восстановления данных в расчетных ячейках [8, 9]. Для определения потоков через боковые грани ячейки решается задача о распаде произвольного разрыва (задача Римана). Для решения этой задачи в алгоритме применяется либо точный [10], либо приближенный метод. Аппроксимация вязкой части исходных уравнений выполнялась по методу контрольного объема со вторым порядком точности.

При численном моделировании течения в сопле заметное влияние на качество результатов оказывает выбор аппроксимации уравнения по времени. В данной работе используется метод Рунге–Кутты второго порядка точности.

В качестве граничных условий на стенке сопла ставились условия прилипания, на его оси – условия симметричного отражения; на входе в сопло задавались условия дозвукового течения из резервуара с давлением и температурой, как в камере сгорания, а на остальных расчетных границах – условия отсутствия отражения.

Численно рассчитываются течения газа в двух круглых профилированных соплах РД-108, отличающихся друг от друга тем, что у одного из них длина сверхзвуковой части укорочена до сечения, где давление $p_a = 0,6$ атм. При этом данное сопло снабжено высотным насадком [4, 5, 7]. Кроме того, в месте излома контура в одном случае организована узкая кольцевая щель, а в другом кольцевая щель отсутствует, но контур насадка смещен во внешнюю сторону.

Исходные данные для расчета вязкого течения газового потока в сопле: давление в камере сгорания $p_k = 55$ атм, коэффициент адиабаты $k(\gamma) = 1,16$, полуугол раствора сверхзвуковой части сопла – 10° , радиус выходного сечения сопла $\bar{R}_a = 4,46$, ширина кольцевой щели $\bar{\Delta h} = 0,24$, длина насадка $\bar{\Delta L} = 6,64$, радиус выходного сечения насадка $\bar{R}_{\text{нас}} = 6,03$, угол на срезе насадка $\beta_a = 10^\circ$.

Проведена серия вычислительных экспериментов, в которых изменялось давление окружающей среды при постоянном давлении в камере $p_k = \text{const}$. Расчетная сетка построена в областях внутри и снаружи сопла и в области струи, истекающей из сопла. Размер расчетных сеток 300×250 ячеек.

Условия высотности полета имитировались изменением атмосферного давления. Для каждого значения атмосферного давления проводилось два расчета: в первом рассчитывалось вязкое турбулентное течение в гладком сопле, а во втором – в щелевом. Решалась нестационарная задача на установление. Условия установившегося потока контролировались по критерию постоянства расходов в сечениях поперек потока внутри сопла. В каждом расчетном случае разность тяг гладкого и щелевого сопел относилась к тяге гладкого сопла.

В таблице приведены результаты расчетов, из которых видно, что по сравнению со штатным гладким соплом в сопле с насадком имеет место прирост тяги как на старте ракеты с Земли, так и на высоте.

Прирост тяги в 3,22 % (2,27 % – без щели) при работе на Земле в сопле с насадком по сравнению со штатным гладким соплом объясняется тем, что за счет укорочения длины сверхзвуковой части штатного сопла снизились потери из-за перерасширения газа. Разница в приросте тяги (0,95 %) в сопле со щелью и без нее объясняется тем, что в щелевом сопле при работе на Земле происходит подсос воздуха через кольцевую щель за счет снижения давления газа внутри насадка.

Зависимость прироста тяги двигателя с щелевым соплом от высоты полеты ракеты

Атмосферное давление p_H , атм	Прирост тяги по отношению к круглому соплу двигателя РД-108, %	
	Щелевое сопло с изломом контура	Сопло со смещением контура (без щели)
1,0	+3,22	+2,27 (-0,95)
0,1	-0,21	-0,27 (-0,06)
0,01	+1,26	+1,20 (-0,06)
0,001	+1,40	+1,34 (-0,06)

На высоте с атмосферным давлением $p_H = 0,1$ атм щелевое сопло немного проигрывает в приросте тяги штатному соплу. Объясняется это тем, что на этой высоте в щелевом сопле скачки уплотнения уходят с кромки сопла и выходят на срез насадка. В этом случае внутри насадка происходит падение давления ниже атмосферного, в результате возникают потери тяги из-за перерасширения газа. На большой высоте оба сопла (щелевое и со смещением контура) ведут себя примерно одинаково, разница в тяге составляет всего 0,06 %.

На рис. 5 показаны результаты расчетов локальных параметров (поле чисел Маха) щелевого сопла при работе в атмосферных условиях ($p_H = 1,0$ атм), а на рис. 6 – при работе на большой высоте ($p_H = 0,001$ атм).

Из рис. 5 видно, что при работе на Земле отрыв газового потока четко происходит на кромке щелевого сопла (на изломе контура). В этом случае насадок как бы отсутствует, он не участвует в создании тяги.

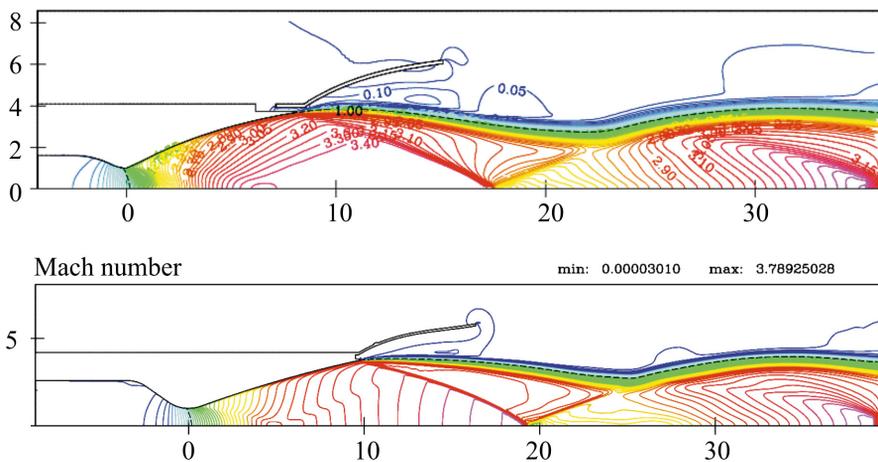


Рис. 5. Изолинии поля чисел Маха при $p_H = 1,0$ атм

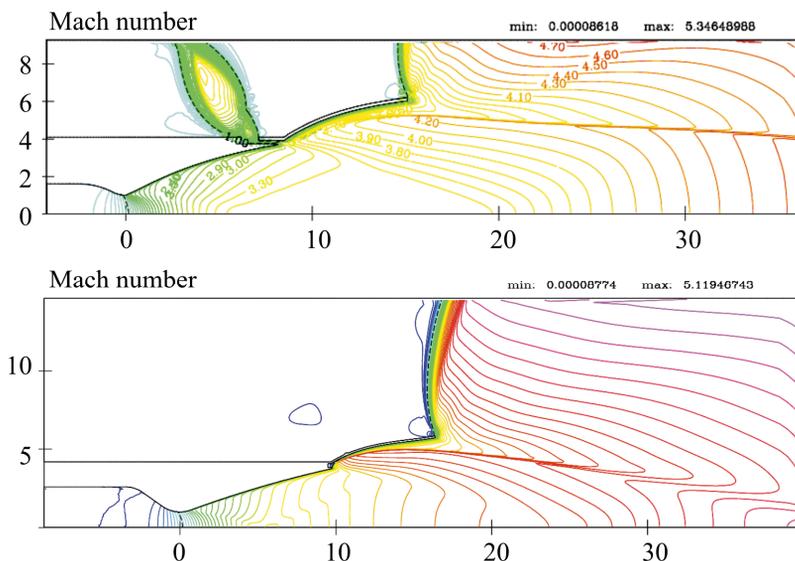


Рис. 6. Изолинии поля чисел Маха при $p_H = 0,001$ атм

Из рис. 6 видно, что при работе на большой высоте у щелевого сопла имеет место утечка газа через кольцевую щель, а в сопле со смещением контура утечка отсутствует.

На основании проведенного исследования можно сделать следующие выводы:

1. Показано, что установка к земному соплу высотного насадка и организация в месте излома узкой кольцевой щели улучшают тяговые характеристики.

2. Установлено, что при сокращении длины сверхзвуковой части сопла двигателя РД-108 до сечения с давлением $p_a = 0,6$ атм тяговые характеристики при работе в атмосферных условиях существенно улучшаются (прирост тяги составляет $\Delta P = 3,22 \%$), а на высоте $\Delta P = 1,26...1,40 \%$ за счет установки высотного насадка.

3. Предложено два способа регулирования высотности сопла: а) за счет использования щелевого сопла с изломом контура; б) за счет установки к соплу высотного насадка (без организации в месте излома кольцевой щели), при котором контур насадка смещен во внешнюю сторону.

Исследование выполнено при частичной финансовой поддержке РФФИ (гранты № 13-01-00533а, 14-08-01286а и 14-08-00294а).

Библиографический список

1. Шустов И.Г. Двигатели 1944–2000: авиационные, ракетные, морские и наземные / ООО «АКС-Конверсалт». – М., 2000. – С. 259–261.
2. Сопловой блок с круглым насадком: пат. РФ 119816 / Семенов В.В., Чванов В.К., Федоров В.В., Иванов И.Э.; заявитель и патентообладатель Моск. авиац. ин-т (нац. исслед. ун-т). – Опубл. 27.08.2012, Бюл. № 24.
3. Анализ возможностей повышения тяговооруженности двигателя 14Д21 за счет использования сопел с регулируемой высотностью / В.В. Семенов, И.Э. Иванов, И.А. Крюков, В.В. Федоров, В.К. Старков // Тр. НПО «Энергомаш» им. акад. В.П. Глушко. – 2012. – № 29. – С. 55–69.
4. Расчет тяговых характеристик сопла с высотной компенсацией / В.В. Семенов, И.Э. Иванов, И.А. Крюков, П.Г. Иванов // Известия вузов. Авиационная техника. – 2008. – № 3. – С. 37–40.
5. Семенов В.В., Иванов И.Э., Крюков И.А. Регулирование высотности сопла с большой степенью расширения // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2015. – № 40. – С. 5–21.
6. Талалаев А.А. Перспективные подходы к созданию сопловых блоков двигателей для одноступенчатых ракет // Известия вузов. Авиационная техника. – 2006. – № 3. – С. 42–45.
7. Семенов В.В., Талалаев А.А. Оценка эффективности использования выходного устройства с высотной компенсацией в ракетном двигателе // Авиакосмическая техника и технология. – 2007. – № 2. – С. 31–35.
8. Иванов И.Э., Крюков И.А. Квазимонотонный метод повышенного порядка точности для расчета внутренних и струйных течений невязкого газа // Математическое моделирование. – 1996. – Т. 8, № 6. – С. 47–55.
9. Численное решение многомерных задач газовой динамики / С.К. Годунов, А.В. Забродин, М.Я. Иванов, А.Н. Крайко, Г.П. Прокопов. – М.: Наука, 1976. – 400 с.
10. Глушко Г.С., Иванов И.Э., Крюков И.А. Метод расчета турбулентных сверхзвуковых течений // Математическое моделирование. – 2009. – Т. 21, № 12. – С. 103–121.

References

1. Shustov I.G. Dvigateli 1944–2000: aviatsionnye, raketnye, morskije i nazemnye [Engines of 1944–2000 years: aircraft, rocket, naval and ground-based]. Moscow: AKS-Konversalt, 2000, pp. 259-261.

2. Semenov V.V., Chvanov V.K., Fedorov V.V., Ivanov I.E. Soplovyj blok s kruglym nasadkom [Nozzle with circular extension]. *Patent RF na poleznuyu model no. 119816*. 2012.

3. Semenov V.V., Ivanov I.E., Kryukov I.A., Fedorov V.V., Starikov V.K. Analiz vozmozhnostey povysheniya tyagovooruzhennosti dvigatelya 14D21 za schet ispolzovaniya sopel s reguliruemoy vysotnostyu [Improvement of thrust-weight ratio of 14D21 engine by control of high-altitude nozzle]. *Trudy nauchno-proizvodstvennogo obedineniya "Energomash" imeni akademika V.P. Glushko*, 2012, no. 29, pp. 55-69.

4. Semenov V.V., Ivanov I.E., Kryukov I.A., Ivanov P.G. Raschet tyagovykh kharakteristik sopla s vysotnoy kompensatsiey [Calculation of propulsion characteristics of the nozzle with altitude compensation]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika*, 2008, no. 3, pp. 37-40.

5. Semenov V.V., Ivanov I.E., Kryukov I.A. Regulirovanie vysotnosti sopla s bolshoy stepenyu rasshireniya [Control of nozzle design altitude with high expansion ratio]. *Vestnik Permskogo natsionalnogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta*, 2015, no. 40, pp. 5-21.

6. Talalaev A.A. Perspektivnye podkhody k sozdaniyu soplovykh blokov dvigateley dlya odnostupenchatykh raket [Promising approach to creation of engine nozzles for single-stage rocket]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika*, 2006, no. 3, pp. 42-45.

7. Semenov V.V., Talalaev A.A. Otsenka effektivnosti ispolzovaniya vykhodnogo ustroystva s vysotnoy kompensatsiey v raketnom dvigatele [Estimation of efficiency of the rocket engine exhaust system with altitude compensation]. *Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2007, no. 2, pp. 31-35.

8. Ivanov I.E., Kryukov I.A. Kvazimonotonnyy metod povyshennogo poryadka tochnosti dlya rascheta vnutrennikh i struynykh techeniy nevyazkogo gaza [Extra accuracy quasimonotone method for calculation of internal and jet inviscid flows]. *Matematicheskoe modelirovanie*, 1996, vol. 8, no. 6, pp. 47-55.

9. Godunov S.K., Zabrodin A.V., Ivanov M.Ya., Krayko A.N., Prokopov G.P. Chislennoe reshenie mnogomernykh zadach gazovoy dinamiki

[Numerical solution of multidimensional gas-dynamic problems]. Moscow: Nauka, 1976. 400 p.

10. Glushko G.S., Ivanov I.E., Kryukov I.A. Metod rascheta turbulentnykh sverkhzvukovykh techeniy [Method of calculation of turbulent supersonic flows]. *Matematicheskoe modelirovanie*, 2009, vol. 21, no. 12, pp. 103-121.

Об авторах

Семенов Василий Васильевич (Москва, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4, e-mail: vasily_semenov@mail.ru).

Иванов Игорь Эдуардович (Москва, Россия) – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры «Вычислительная математика и программирование» Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4, e-mail: ivanovmai@gmail.com).

Крюков Игорь Анатольевич (Москва, Россия) – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник кафедры «Вычислительная математика и программирование» Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4, e-mail: ikryukov@gmail.com).

Федоров Владимир Владимирович (Москва, Россия) – кандидат технических наук, старший научный сотрудник кафедры «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4).

About the authors

Vasily V. Semenov (Moscow, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Rocket Engines, Moscow Aviation Institute (National Research University) (4, Volokolamskoe shosse st., Moscow, 115477, Russian Federation, e-mail: vasily_semenov@mail.ru).

Igor E. Ivanov (Moscow, Russian Federation) – Ph. D. in Physical and Mathematical Sciences, Associate Professor, Department of Computa-

tional Mathematics and Programming, Moscow Aviation Institute (National Research University) (4, Volokolamskoe shosse st., Moscow, 115477, Russian Federation, e-mail: ivanovmai@gmail.com).

Igor A. Kryukov (Moscow, Russian Federation) – Ph. D. in Physical and Mathematical Sciences, Senior Researcher, Department of Computational Mathematics and Programming, Moscow Aviation Institute (National Research University) (4, Volokolamskoe shosse st., Moscow, 115477, Russian Federation, e-mail: ikryukov@gmail.com).

Vladimir V. Fedorov (Moscow, Russian Federation) – Ph. D. in Technical Sciences, Senior Researcher, Department of Rocket Engines, Moscow Aviation Institute (National Research University) (4, Volokolamskoe shosse st., Moscow, 115477, Russian Federation).

Получено 19.10.2015