DOI: 10.15593/2224-9982/2016.46.03

УДК 629.7.036

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

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

ДВУХКОНТУРНОЕ ЩЕЛЕВОЕ СОПЛО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Предложена схема двухконтурного щелевого сопла ракетного двигателя, которая позволяет улучшить тяговые характеристики двигателя. Проведен сравнительный анализ тяговых характеристик высотного гладкого круглого сопла и высотного щелевого сопла с изломом контура (двухконтурного щелевого сопла). С использованием уравнений Навье–Стокса проведены расчеты турбулентного течения вязкого газа в трактах этих сопел (с гладким контуром и изломом контура). Представлены результаты расчета тяговых характеристик двигателя, снабженного двухконтурным щелевым соплом, по высоте полета ракеты-носителя. Показано, что установка к земному соплу высотного насадка и организация в месте излома кольцевой щели улучшают его тяговые характеристики. Установлено, что благодаря наличию излома контура и кольцевой щели двухконтурное щелевое сопло эффективно работает как вблизи Земли, так и на высоте. Расчеты показывают, что оснащение земного сопла высотным насадком с изломом контура дает на земле прирост тяги до 1–2 % по сравнению с высотным круглым соплом с такой же геометрической степенью расширения за счет снятия перерасширения, а на высоте – до 6–9 % за счет увеличения геометрической степени расширения сопла.

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

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

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

DUAL BELL SLOT NOZZLE OF A ROCKET ENGINE

A scheme of a dual-bell nozzle of a rocket engine which improves thrust characteristics is proposed. A comparative analysis of the thrust characteristics of a high-altitude smooth circular nozzle and a high-altitude slit nozzle with a knee point in the contour (dual bell slit nozzle) was conducted. With the use of the Navier-Stokes equation, calculation of the turbulent flow of viscous gas within the paths of these nozzles (both with smooth and broken contours) were carried out. The results of the calculation of the thrust characteristics of the engine, equipped with a dual bell slit nozzle at altitude during flight of a launch vehicle is presented. It is shown that the installation to the atmospheric nozzle a high-altitude attachment and the annular gap in the knee point improve it's thrust characteristics. It is established that due to the presence of the knee point in the contour and the annular gap, the dual bell slit nozzle operates effectively both near the Earth and at altitude. The calculations show, that equipping an atmospheric nozzle with a high-altitude attachment with a knee point in the contour provides a thrust increase of up to 1-2% on earth compared to the high-altitude circular nozzle with the same geometric expansion

ratio due to the removal of overexpansion, and at high altitudes up to 6-9% due to the increase in the geometric expansion ratio of the nozzle.

Keywords: liquid rocket engine, nozzle, nozzle attachment, slit, Mach number, thrust, specific impulse, mass, mass flow, pressure.

По мере развития и совершенствования ракетно-космической техники растут требования, предъявляемые к эффективности ракетного двигателя. Эффективный двигатель отвечает большому ряду требований, прежде всего он должен иметь максимальный удельный импульс при минимальных массе и габаритах. Среди большого числа факторов, от которых зависят удельный импульс, габариты и масса двигателя, важную роль играет сопло.

Как известно, реактивное сопло двигателя 1-й ступени ракеты-носителя из-за фиксированной геометрической степени расширения большую часть времени (траектории) полета работает на нерасчетных режимах (в разреженной атмосфере), в результате чего оно имеет потери тяги на высоте до 7–9 % из-за недорасширения газового потока в сопле (не хватает стенки) (рис. 1).

Рис. 1. Поле чисел Маха в сопле 1-й ступени для различных значений атмосферного давления: $a - p_H = 1$ атм; $b - p_H = 0,01$ атм

Наибольший или предельный средний по траектории удельный импульс будет иметь двигатель, снабженный реактивным соплом с идеально регулируемой высотностью. Однако создание такого сопла связано с большими конструктивными трудностями, поэтому на данный момент такой конструкции еще не существует.

Современные двигатели мощных ракет-носителей, например, двигатель РД-0120 (РН «Энергия»), двигатель SSME (РН «Space Shuttle»), двигатель «Вулкан-2» (РН «Ариан-5»), начинают работать с Земли и далее действуют в условиях переменного атмосферного давления. Сопла таких двигателей на малых высотах полета работают с перерасширением газа, а на больших – с недорасширением, так как рассчитаны на давление на срезе 0,02 МПа. В связи с этим на старте из-за перерасширения газа они имеют заметные потери удельного импульса, которые могут достигать 10–15 %, а в вакууме – 2–5 %. Отсюда видно, что большие возможности в повышении удельного импульса двигателя имеют круглые сопла с регулируемой степенью расширения.

Высокие потери тяги из-за нерасчетности истечения интенсифицируют работы по модернизации существующих реактивных сопел с фиксированной степенью расширения. Такие работы ведутся в США – на фирме Boeing Rocketdyne, во Франции – на фирмах CNES и ONERA, в Германии – в Космическом центре Германии Head Technology Institute of Space Propulsion, в Италии – в Римском политехническом университете (La Sapienza), в Японии – на фирме Kakuda Space Center (JAXA), а в России – в Центре им. М.В. Келдыша, НПО «Энергомаш», КБ Химавтоматики, МАИ и др.

С целью снижения потерь тяги при работе сопла на нерасчетных режимах предлагаются различные способы регулирования высотности сопла. Так, например, предложены высотное щелевое сопло (рис. 2) и высотное сопло с изломом контура (рис. 5). Результаты расчетов течения в трактах этих сопел сведены в табл. 1.

В качестве модели для расчета рассматривалось щелевое профилированное сопло, рассчитанное на давление на срезе $p_a = 0,1$ атм [1]. Давление на входе в сопло принималось равным 102 атм. Атмосферное давление принималось переменным: 1 атм (0 км), 0,1 атм (16,2 км), 0,01 атм (31 км), 0,001 атм (47 км), 0,0001 атм (67 км).

Для проведения сравнительного анализа тяговых характеристик высотного щелевого гладкого сопла и двухконтурного щелевого сопла

спроектировано гладкое в сверхзвуковой части щелевое сопло на получение равномерного сверхзвукового потока в выходном сечении с числом Маха $M = 4,99$ и показателем адиабаты 1,2, укороченное до длины, при которой отношение давления на входе в сопло к давлению на срезе сопла на стенке $p_k/p_a = 1020$.

Рис. 2. Поле чисел Маха для различных значений атмосферного давления: *a* – $p_H = 1$ атм; *б* – $p_H = 0,4$ атм; *в* – $p_H = 0,01$ атм

Таблица 1

Результаты расчета двухконтурного щелевого сопла

p_H	Сопло гладкое высотное ($p_a = 0,18$ атм)		Сопло гладкое с двумя контурами (с изломом контура без кольцевой щели)		Сопло щелевое с двумя контурами ($h = 10$ мм)		Сопло щелевое с двумя контурами ($h = 30$ мм)		Земное сопло	
	Расход G , кг/с	Импульс сопла I , Н	Расход G , кг/с	Импульс сопла I , Н	Расход G , кг/с	Импульс сопла I , Н	Расход G , кг/с	Импульс сопла I , Н	Расход G , кг/с	Импульс сопла I , Н
1	611,1	$0,103 \cdot 10^7$	610,86	$0,109 \cdot 10^7$	611,2	$0,1093 \cdot 10^7$	610,47	$0,1028 \cdot 10^7$	609,17	$0,111 \cdot 10^7$
0,4	–	–	610,86	$0,119 \cdot 10^7$	610,37	$0,1123 \cdot 10^7$	610,54	$0,1235 \cdot 10^7$	–	–
0,1	610,03	$0,131 \cdot 10^7$	610,88	$0,129 \cdot 10^7$	610,74	$0,1296 \cdot 10^7$	610,54	$0,1292 \cdot 10^7$	609,28	$0,128 \cdot 10^7$
0,01	610,25	$0,135 \cdot 10^7$	610,7	$0,134 \cdot 10^7$	610,8	$0,1351 \cdot 10^7$	609,39	$0,1349 \cdot 10^7$	609,04	$0,130 \cdot 10^7$
0,001	611,08	$0,135 \cdot 10^7$	610,8	$0,136 \cdot 10^7$	610,3	$0,1357 \cdot 10^7$	609,93	$0,1353 \cdot 10^7$	609,00	$0,130 \cdot 10^7$

Алгоритм и метод расчета тяговых характеристик высотного щелевого сопла приведены в работах [2–10].

На рис. 2 показаны поля чисел Маха для различных значений давления в окружающем пространстве и постоянных параметров на входе в щелевое профилированное сопло, которое является элементом маршевой двигательной установки первой ступени ракеты-носителя.

Из рис. 2, *а* следует, что при старте ракеты с Земли отрыв потока газа происходит на кромке кольцевой щели, т.е. раньше, чем он произошел бы в случае отсутствия кольцевой щели. Таким образом, часть зоны перерасширенного течения снимается и импульс сопла в условиях старта увеличивается. На рис. 2, *а* видна ударно-волновая структура течения, например зона вихревого рециркуляционного течения в приосевой зоне за ударно-волновой структурой, возникшей в результате взаимодействия соплового скачка и скачка от зоны отрыва. Еще одна рециркуляционная зона расположена вблизи кромки среза высотного сопла в области после отрыва пограничного слоя от стенки. При отрыве с кромки кольцевой щели газ из окружающей среды эжектируется внутрь сопла через кольцевую щель. При этом воздух внешней среды подмешивается к струе газа, истекающей из камеры сгорания двигателя.

На рис. 2, *б* и *в* также приведены результаты расчетов истечения из данного сопла в пространство с пониженным давлением ($p_H = 0,4; 0,01$ атм). По мере падения давления в окружающей среде, что соответствует условиям на участке выведения, перепад давления на кольцевой щели меняет знак и часть пограничного слоя (более «подвижная» за счет низкой скорости) вытекает из сопла наружу. Довольно быстро течение через кольцевую щель «запирается» и расход газа не возрастает с уменьшением давления окружающей среды.

На рис. 2, *в* приведена визуализация утечек газа с помощью изолиний поля чисел Маха. Видно, что при небольшом недорасширении потока, истекающего из кольцевой щели, формируется структура струи, состоящая из многих бочек, при сильном недорасширении – структура, близкая к структуре вакуумной струи.

Следует отметить, что струя из кольцевой щели истекает практически перпендикулярно оси и поэтому увеличение импульса сопла в направлении оси не происходит. Боковая сила за счет струи из кольцевой щели также отсутствует вследствие осесимметричности этой струи.

В табл. 2 приведены интегральные характеристики высотного гладкого сопла и щелевого высотного сопла по высоте полета ракеты-носителя. Видно, что на режимах перерасширения щелевое профилированное сопло работает лучше из-за принудительного направленного отрыва потока газа с кромки кольцевой щели.

Таблица 2

Интегральные характеристики профилированных сопел

Номер расчета	Атмосферное давление p_n , атм	Гладкое профилированное сопло		Щелевое профилированное сопло	
		Расход G , кг/с	Импульс I , Н	Расход G , кг/с	Импульс I , Н
1	1	611,1	$0,10296 \cdot 10^7$	611,2	$0,10931 \cdot 10^7$
2	0,1	610,8	$0,13101 \cdot 10^7$	610,54	$0,12915 \cdot 10^7$
3	0,01	610,3	$0,13477 \cdot 10^7$	610,8	$0,13508 \cdot 10^7$
4	0,001	611,08	$0,13536 \cdot 10^7$	610,3	$0,13567 \cdot 10^7$

Однако щелевое высотное сопло с гладким контуром нельзя использовать для двигателя 1-й ступени, так как при его работе в плотных слоях атмосферы, хотя и происходит вовремя отрыв потока от стенки сопла, потери тяги из-за рассеяния все же велики [11]. Так, сравнение результатов расчетов тяговых характеристик щелевого сопла с гладким контуром и земного круглого сопла показали, что при их работе в плотных слоях атмосферы потери тяги в щелевом сопле на 8,7 % больше, чем у земного сопла (рис. 3). При этом около 6 % составляют потери на рассеяние, а 2,7 % – потери из-за неполного восстановления давления внутри сопла за щелью после отрыва потока газа от его стенки. Как видно из рис. 3, организация кольцевой щели в сечении высотного сопла с таким же давлением, что и на срезе земного круглого сопла, обеспечивает ранний отрыв потока газа от стенки сопла, благодаря чему снижаются потери из-за перерасширения.

Рис. 3. Изолинии чисел Маха в щелевом сопле раскрытия (контур щелевого высотного сопла лежит выше контура земного круглого сопла)

Таким образом, замена на двигателе 1-й ступени земного круглого сопла щелевым высотным соплом с гладким контуром не дает желаемого результата: на малых высотах полета ракеты возникают ощутимые потери тяги, которых не было у земного сопла, хотя существенно улучшаются тяговые характеристики двигателя на больших высотах (прирост тяги составляет 7–9 %).

С целью улучшения тяговых характеристик земного сопла на режимах недорасширения предлагается оснастить его высотным насадком, а в месте стыковки насадка к соплу организовать еще и кольцевую щель (рис. 4). В этом случае сопло превращается в двухконтурное щелевое сопло (щелевое высотное сопло с изломом контура), которое обладает свойством высотной компенсации.

Рис. 4. Щелевое сопло

Двухконтурное щелевое сопло работает следующим образом. При старте ракеты с Земли и полете в плотных слоях атмосферы из-за излома контура щелевого сопла происходит принудительный отрыв потока газа. При этом скачки уплотнения располагаются на срезе земного сопла и препятствуют перерасширению потока газа в высотном насадке. Благодаря задержке скачков уплотнения на срезе земного сопла и возникновению отрыва пограничного слоя от стенки земное сопло работает в режиме близком к расчетному. При этом высотный насадок как бы «отключается», не участвует в создании тяги и практически не имеет потерь тяги, связанных с перерасширением газа в нем.

Кроме того, при работе земного сопла в плотных слоях атмосферы через кольцевую щель имеет место некоторая эжекция атмосферного воздуха, которая способствует длительному удержанию скачков на его срезе, что улучшает на этих режимах работы сопла его тяговые ха-

рактеристики. При полете ракеты-носителя на высоте (в условиях разреженной атмосферы) скачки уплотнения (отрыв потока газа) со среза земного сопла перемещаются на выходное сечение высотного насадка, и он включается в работу, создавая дополнительную тягу. Поле чисел Маха в высотном сопле с изломом контура для различных значений атмосферного давления представлено на рис. 5.

Рис. 5. Поле чисел Маха в высотном сопле с изломом контура для различных значений атмосферного давления: $a - p_n = 1$ атм; $б - p_n = 0,01$ атм

Результаты расчетов показали, что в двухконтурном сопле без организации узкой кольцевой щели потери остаются достаточно большими, так как из-за быстрого ухода скачка уплотнения с излома контура на срез сопла перерасширение внутри второго контура снимается не полностью (см. табл. 1).

Для определения тяговых характеристик двухконтурного щелевого сопла проведены расчеты турбулентных течений вязкого газа в профилированных соплах с двойным контуром (Dual-Bell-Nozzle). Контур такого сопла состоит из двух частей: первая является контуром

сопла, спрофилированного на получение равномерного потока в выходном сечении при показателе изэнтропы $\gamma = 1,2$, с числом Маха $M = 4,193$ и обрезанного в точке, где давление на контуре достигает $p_a = 0,6$ атм. Второй контур – это часть параболы, построенной таким образом, что левая граничная точка совпадает с последней точкой первой части, а правая граничная точка находится в сечении, где давление $p_a = 0,1$ атм в сопле, контур которого спрофилирован на получение равномерного потока с $M = 4,99$. Радиус критического сечения 149 мм, давление в камере $p_k = 102$ атм.

Для сравнения проведены расчеты сопел с такой же конфузорной частью и параметрами в камере сгорания как в предыдущем случае, но с гладкими контурами. Первое гладкое сопло имеет сверхзвуковой контур, спрофилированный на получение равномерного сверхзвукового потока $M = 4,586$ и обрезанный в сечении, где давление на контуре $p_a = 0,18$ атм. Второе гладкое сопло имеет контур, полностью совпадающий с первым контуром двухконтурного сопла, и в дальнейшем называется «земное сопло». Безразмерные координаты первого и второго контуров приведены ниже.

Безразмерные координаты первого контура двухконтурного сопла

x	y	x	y	x	y	x	y
-4,0	2,00	-0,72576	1,269588	0,3211	1,156	5,284	3,375
-2,268	2,00	-0,54432	1,164834	0,6053	1,305	5,921	3,578
-2,0866	1,9851	-0,36288	1,068164	0,9403	1,484	7,28	3,966
-1,85976	1,916925	-0,2268	1,026059	1,487	1,775	8,003	4,15
-1,5876	1,767172	-0,9072	1,004124	2,038	2,055	9,532	4,49
-1,40616	1,66242	0,00	1,00	2,564	2,307	11,17	4,809
-1,22472	1,55766	0,004452	1,002	2,923	2,469	13,37	5,154
-1,04328	1,45291	0,06242	1,028	3,493	2,713	13,87	5,2162
-0,9072	1,37434	0,1785	1,084	4,289	3,025		

Результаты расчетов тяговых характеристик высотного сопла, высотного сопла с изломом контура, двухконтурного щелевого сопла и земного сопла приведены в табл. 1. Расчеты проводились для переменных условий в окружающей среде. Атмосферное давление менялось в пределах $p_H = 1,0; 0,4; 0,1; 0,01; 0,001$ атм.

Безразмерные координаты второго контура двухконтурного сопла

x	y	x	y	x	y
13,0	5,4362	20,7522	7,38974	28,6176	9,04929
14,4954	5,4362	21,73539	7,64528	29,60078	9,1949
14,85317	5,56793	22,71856	7,88707	30,584	9,3268
15,83634	5,905918	23,7017	8,115133	31,5671	9,44489
16,819522	6,230166	24,6849	8,329448	32,5503	9,549
17,80269	6,54067	25,668	8,53002	33,53348	9,6399
18,78587	6,8374358	26,6512	8,71685		
19,769	7,120458	27,6344	8,8899		
13,0	5,4362	20,7522	7,38974		

На рис. 6 показаны изолинии поля числа Маха в двухконтурном щелевом сопле при ширине щели 30 мм и атмосферном давлении $p_H = 1$ атм, а на рис. 7 – изолинии поля числа Маха в двухконтурном щелевом сопле вблизи кольцевой щели при атмосферном давлении $p_H = 0,01$ атм (в разреженной среде), видно, что через кольцевую щель происходит утечка газа.

Рис. 6. Изолинии поля числа Маха в двухконтурном щелевом сопле (ширина щели 30 мм). Давление в окружающем пространстве 1 атм

На рис. 8 представлены характеристики сопел по высоте полета ракеты. Здесь 1 – характеристики земного сопла; 2 – характеристики высотного сопла с гладким контуром (без щели); 3 – характеристики высотного сопла с изломом контура, но без организации кольцевой щели на изломе контура; 4 – характеристики двухконтурного сопла с кольцевой щелью при ширине щели $h = 10$ мм; 5 – характеристики двухконтурного сопла с кольцевой щелью при ширине щели $h = 30$ мм. Из рис. 8 видно, что по сравнению с характеристикой земного сопла

Рис. 7. Изолинии поля числа Маха в двухконтурном сопле вблизи щелевого отверстия (30 мм). Давление в окружающем пространстве 0,01 атм

Рис. 8. Высотная характеристика сопел

(см. рис. 8, поз. 1) в высотном сопле с изломом контура на переходном режиме (вблизи земли) потери велики (штрихованная зона) (см. рис. 8, поз. 3). Объясняется это тем, что из-за быстрого понижения давления за изломом контура скачки уплотнения слишком рано перескакивают с излома контура на кромку сопла. Чтобы устранить этот недостаток, в месте излома контура организована узкая кольцевая щель. Сначала ширина кольцевой щели составляла $h = 10$ мм.

Из рис. 8 (поз. 4) видно, что организация кольцевой щели на изломе контура несколько улучшает характеристики двухконтурного сопла, но потери всё еще остаются достаточно большими. Чтобы еще дольше задержать скачки уплотнения на изломе контура и тем самым снять перерасширение газа внутри второго контура и улучшить характеристики двухконтурного сопла в целом, ширина щели увеличена до $h = 30$ мм. Как видно из рис. 8 (поз. 5), перерасширение газа внутри второго контура почти полностью снимается и двухконтурное сопло работает близко к расчетному режиму.

Оптимальная точка перехода из одной характеристики в другую находится на пересечении характеристик земного и высотного сопел, но этого достичь практически невозможно, так как излом контура и передача атмосферного давления внутрь сопла всё равно полностью не снимают перерасширение газа.

Из рис. 8 также видно, что характеристики щелевого двухконтурного сопла (см. поз. 4, 5) из-за утечки газа через кольцевую щель ложатся ниже характеристики высотного сопла с гладким контуром (см. поз. 3).

Преимущества установки на двигателе двухконтурного щелевого сопла заключаются в следующем:

- снижаются потери тяги на Земле за счет уменьшения перерасширения потока газа в сопле путем принудительного его отрыва от стенки сопла;

- при работе в плотных слоях атмосферы исчезают пульсации давления внутри сопла, так как организован направленный ранний отрыв потока газа (2-й контур не работает);

- увеличение геометрической степени расширения сопла до $p_a = 0,01 \dots 0,005$ МПа повышает тягу двигателя (3–5 %) на большой высоте.

На основании проведенного исследования можно сделать следующие выводы:

Показано существенное преимущество при работе на нерасчетных режимах двухконтурного щелевого сопла как перед земным соплом, так и высотным соплом с гладким контуром.

Доказано, что благодаря наличию излома контура и кольцевой щели двухконтурное щелевое сопло одинаково хорошо работает как вблизи Земли, так и на высоте. Результаты расчетов показывают, что

оснащение земного круглого сопла высотным насадком дает на Земле прирост тяги до 1–2 % за счет снятия перерасширения внутри высотного насадка, а на высоте – до 6–9 % за счет увеличения геометрической степени расширения.

Установлено, что благодаря наличию излома контура и кольцевой щели в двухконтурном щелевом сопле появляется возможность существенно увеличить геометрическую степень расширения второго контура (насадка), так как излом контура будет препятствовать перерасширению газа внутри насадка и второй контур включится в работу не с Земли, а тогда, когда ракета поднимется на достаточную высоту.

Предложено в некоторых случаях объединить две первые ступени ракеты-носителя путем использования на двигателе 1-й ступени двухконтурного щелевого сопла (отказаться от 2-й ступени ракеты).

Библиографический список

1. Семенов В.В. Регулирование высотности сопла с большой степенью расширения // Труды МАИ: электрон. журнал. – 2000. – № 1.

2. 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 // Труды НПО «Энергомаш» им. акад. В.П. Глушко. – 2012. – № 29. – С. 55–69.

3. 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.

4. 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.

5. 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.

6. Повышение эффективности ракетного двигателя второй ступени / В.В. Семенов, И.Э. Иванов, И.А. Крюков, В.В. Федоров // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2015. – № 43. – С. 5–18.

7. 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.

8. 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.

9. Глушко Г.С., Иванов И.Э., Крюков И.А. Метод расчета турбулентных сверхзвуковых течений // Математическое моделирование. – 2009. – Т. 21, № 12. – С. 103–121.

10. Арепьев К.А. Влияние степени турбулентности набегающего потока на аэродинамические характеристики профиля крыла беспилотного летательного аппарата // Научный вестник ГосНИИ ГА: сб. науч. тр. – 2014. – № 4(315). – С. 72–79.

11. Талалаев А.А. Перспективные подходы к созданию сопловых блоков двигателей для одноступенчатых ракет // Известия вузов. Авиационная техника. – 2006. – № 3. – С. 42–45.

References

1. Semenov V.V. Regulirovanie vysotnosti sopla s bolshoy stepenyu rasshireniya [Control of nozzle design altitude with high expansion ratio]. *Elektronnyy zhurnal "Trudy Moskovskogo aviatsionnogo instituta"*, 2000, no. 1.

2. 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 obedeneniya "Energomash" imeni akademika V.P. Glushko*, 2012, no. 29, pp. 55-69.

3. 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.

4. 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]. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2015, no 40, pp. 5-21.

5. 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.

6. Semenov V.V., Ivanov I.E., Kryukov I.A., Fedorov V.V. Povyshenie effektivnosti raketnogo dvigatelya vtoroy stupeni [Improvement in the efficiency of a second stage rocket engine]. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2015, no. 43, pp. 5-18.

7. 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.

8. 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.

9. 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.

10. Arepev K.A. Vliyanie stepeni turbulentnosti nabegayushchego potoka na aerodinamicheskie kharakteristiki profilya kryla bespilotnogo letatel'nogo apparata [The effect of turbulence intensity on the aerodynamic characteristics of the wing airfoil of UAV]. *Sbornik nauchnykh trudov "Nauchnyy vestnik Gosudarstvennogo nauchnogo issledovatel'skogo instituta grazhdanskoy aviatsii"*, 2014, no. 4(315), pp. 72-79.

11. 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.

Об авторах

Семенов Василий Васильевич (Москва, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (национального исследовательского

университета) (125993, г. Москва, Волоколамское ш., д. 4, e-mail: semenov@mai.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 ш., 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 ш., д. 4, e-mail: ikryukov@gmail.com).

About the authors

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

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

Получено 29.03.2016