DOI: 10.15593/2224-9982/2017.49.03
УДК 629.7.036

В.В. Семенов, И.Э. Иванов, И.А. Крюков, С.Л. Финогенов

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

ВЛИЯНИЕ РЕГУЛИРОВАНИЯ ВЫСОТНОСТИ СОПЛА НА ЭНЕРГОБАЛЛИСТИЧЕСКУЮ ЭФФЕКТИВНОСТЬ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ

Использование круглого сопла с регулируемой высотностью (щелевого сопла) позволяет заметно повысить средний по траектории удельный импульс ракетных двигательных установок, работающих в широком диапазоне внешнего противодавления. С целью снижения потерь тяги при работе реактивного сопла ракетного двигателя на режимах недорасширения предлагается двухщелевое высотное сопло с изломом контура. Приведены интегральные параметры двухконтурного сопла с двумя щелями при давлении в камере 102 атм и различных давлениях в окружающем пространстве. Показано, что на высоте утечки газа через щели не превышают 0,5 или 0,3 кг/с через каждую щель (0,08 или 0,05 %). Увеличение среднего по траектории удельного импульса при использовании щелевого круглого сопла приводит к изменению массы рабочего топлива и соответственно изменяет оптимальные по критерию энергомассовой эффективности выведения проектно-баллистические параметры ракеты-носителя (РН). Результаты проектно-баллистического анализа применительно к перспективным РН тандемной схемы показывают целесообразность снижения относительной конечной массы первой ступени РН и возможность расширения оптимального диапазона начальной тяговооруженности. Оптимальная программа угла тангажа, в частности при разделении ступеней РН, претерпевает существенные изменения. Приведены рекомендации относительно изменения проектных характеристик РН пакетной схемы. Для РН серии «Ангара 1,2» показана возможность 5–7%-ного повышения массы полезного груза на базовой низкой опорной орбите, что на 300–500 кг больше базового варианта.

Ключевые слова: ракета-носитель, угол тангажа, тяговооруженность, скорость, жидкостный ракетный двигатель, сопло, насадок, щель, число Маха, тяга, удельный импульс, масса, расход, давление.

V.V. Semenov, I.E. Ivanov, I.A. Kryukov, S.L. Finogenov

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

INFLUENCE OF THE NOZZLE ALTITUDE PERFORMANCE COMPENSATION ON ENERGY-BALLISTIC EFFICIENCY OF LAUNCH VEHICLES

Use of circular nozzle with altitude performance compensation (slotted nozzle) allows significant rising of average on a trajectory specific impulse of rocket propulsion systems operating in a wide range of external counterpressure. For the purpose of thrust losses decrease at operation of a jet nozzle of rocket engine at under expansion modes, the double-slotted high-altitude nozzle with a contour fracture is offered. Integrated parameters of the circuit nozzle with two slots for chamber pressure 102 bar and various ambient pressures are presented. It is shown that at high altitudes gas leakages through the slots do not exceed 0.5 kg/sec or 0.3 kg/sec through each slot (0.08% or 0.05%). Increase of the average on trajectory specific impulse at use of the slotted circular nozzle leads to change of the working fuel weight and accordingly changes optimal (by criterion of payload mass efficiency) design-ballistic parameters of launchers. Results of the design-ballistic analysis with reference to the perspective launchers of sequential-burn (tandem-type) schemes show expediency of decrease of relative final weight of the launcher first stage and a capability of expansion of an optimum initial thrust-to-weight ratio range. The optimum program of pitch angle change, in particular, at launcher staging, undergoes essential changes. Recommendations for design parameters change for launchers of parallel-burn schemes are also presented. For the “Angara 1,2” launcher the possibility of 5-7 % increase of payload weight injected into low earth orbit, that 300-500 kg higher as compared with basic version, is shown.

Keywords: launch vehicle, pitch angle, thrust-to-weight ratio, velocity, liquid propellant rocket engine, nozzle, nozzle attachment, slot, Mach number, thrust, specific impulse, mass, mass flowrate, pressure.

Введение

Как известно, двигатели первых ступеней ракет-носителей (РН), стартующих с Земли, в силу известных физико-технических причин имеют относительно невысокую геометрическую степень расширения сопла. Так, например, жидкостный ракетный двигатель F-1 (США) первой ступени РН «Сатурн-V» оснащен соплом с геометрической степенью расширения,

равной 16. В то же время двигатели первых ступеней РН, как правило, заканчивают работу на достаточно больших высотах в сильно разреженной атмосфере. На этом участке реактивное сопло работает на режиме существенного недорасширения, что сопровождается снижением среднего по траектории удельного импульса по сравнению с идеально регулируемым соплом.

С целью снижения потерь тяги при работе реактивного сопла ракетного двигателя на режимах недорасширения предлагается, например, двухщелевое высотное сопло с изломом контура. Щелевое сопло ракетного двигателя состоит из сопла двигателя 1-й ступени, оснащенного высотным круглым насадком. При этом первая узкая кольцевая щель расположена на стыке насадка и сопла, а вторая щель – посередине насадка. Это сделано с целью улучшения условий восстановления давления в рециркуляционной зоне за отрывом (внутри высотного насадка) при работе сопла на Земле и на низких высотах полета ракеты.

Характеристики щелевого сопла

В профилированном двухщелевом сопле ширина второй щели составила 30 мм, причем координата ее положения определялась как точка экстремума давления на втором контуре при течении газа в двухконтурном однощелевом сопле. В этом случае земное сопло превращается в двухконтурное высотное сопло, обладающее ступенчатым регулированием высотности.

На рис. 1 представлены результаты расчетов течения в двухконтурном сопле с двумя кольцевыми щелевыми отверстиями ($h_щ$ = 30 мм) в условиях уровня моря ($p_Н$ = 1,0 атм), а на рис. 2 – в условиях пониженного атмосферного давления ($p_Н$ = 0,01 атм).

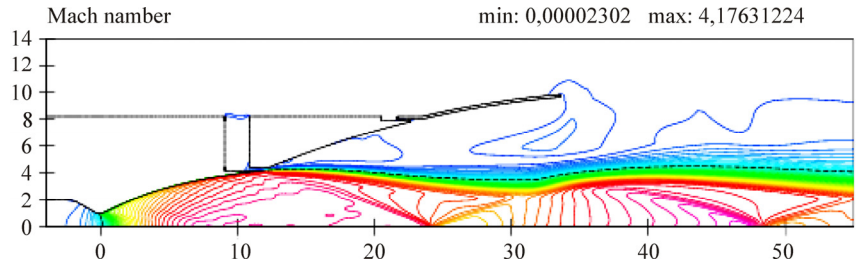

Рис. 1. Изолинии поля числа Маха в двухконтурном сопле с двумя кольцевыми щелями (30 мм). Давление в окружающем пространстве 1 атм

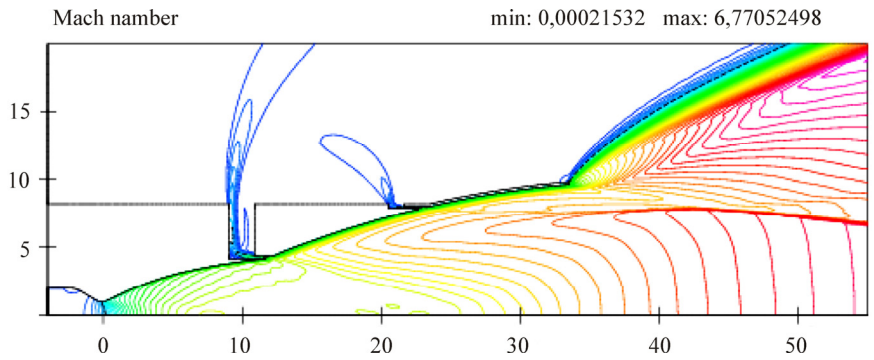

Рис. 2. Изолинии поля числа Маха в двухконтурном сопле с двумя кольцевыми щелями (30 мм). Давление в окружающем пространстве 0,01 атм

В качестве модели для расчета рассматривалось двухщелевое профилированное сопло, рассчитанное на давление на срезе p_a = 0,1 атм. 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 двухщелевого высотного 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.

Использование круглого сопла с регулируемой высотностью (щелевого сопла) позволяет заметно повысить средний по траектории удельный импульс ракетных двигательных установок, работающих в широком диапазоне внешнего противодавления (рис. 1 и 2) [1].

Алгоритм и метод расчета тяговых характеристик высотного щелевого сопла приведены в работах [2–11]. В таблице приведены интегральные параметры двухконтурного сопла с двумя щелями. Видно, что на высоте утечки газа через щели не превышают 0,5 или 0,3 кг/с через каждую щель (0,08 или 0,05 %).

Результаты расчетов интегральных параметров двухконтурного щелевого сопла с двумя щелями при давлении в камере 102 атм и различных давлениях в окружающем пространстве

№ п/п	Атмосферное давление, атм	Расход G, кг/с	Импульс по срезу $I_{срез}$, Н	Расход через щель $G_{щ1}$, кг/с	Расход через щель $G_{щ2}$, кг/с	$G_{щ1}/G$, %	$G_{щ2}/G$, %
1	1	607,95	$0{,}1150 \cdot 10^{+7}$	9,2266	5,4359	1,5148	0,89248
2	0,4	608,06	$0{,}1179 \cdot 10^{+7}$	3,2347	3,2423	0,52257	0,52380
3	0,1	607,97	$0{,}1277 \cdot 10^{+7}$	–0,28001	–0,058128	–0,046094	–0,00957
4	0,01	607,95	$0{,}1325 \cdot 10^{+7}$	–0,56753	–0,37449	–0,093525	–0,06171

Особенности применения щелевых сопел в двигателях ракет-носителей

Применительно к существующим средствам выведения наиболее простым представляется использование таких сопел в носителях тандемного типа, первые ступени которых оснащены мощными однокамерными двигателями. Характерным примером здесь является, в частности, разработанная в ГКНЦ им. М.В. Хруничева ракета-носитель серии «Ангара-1,2» легкого класса. В этом случае повышение геометрической степени расширения щелевого сопла не имеет ограничений, связанных с взаимодействием между реактивными струями, что наблюдается в случае многокамерной компоновки двигателя, особенно на больших высотах и при управлении полетом путем качания камер. Ограничением здесь может являться условие непревышения диаметра сопла по сравнению с миделем РН. Однако, учитывая характерные размеры баков современных РН, величины их относительного удлинения и нагрузки на мидель, можно утверждать, что для существующих типоразмеров РН это ограничение удовлетворяется со значительным габаритным запасом.

Увеличение среднего по траектории удельного импульса при использовании щелевого круглого сопла приводит к изменению массы рабочего топлива и соответственно изменяет оптимальные по критерию энергомассовой эффективности выведения проектно-баллистические параметры РН. Так, в частности, меняется оптимальное соотношение между массой топлива в ступенях: рациональное значение относительной конечной массы первой ступени уменьшается (т.е. выгодно использование более емких баков для ступени с щелевым соплом; относительная масса топливного отсека при этом снижается). Соответственно меняется оптимальная начальная тяговооруженность ступени, определяемая, естественно, с учетом роста тяги в щелевом сопле. (Здесь необходимо отметить, что в моделях более высокого уровня точности следует также учитывать возможный прирост тяги, вызванный эжекцией окружающего воздуха, поступающего через кольцевые щели сопла на начальном участке полета). При этом, однако, следует учитывать и ограничения по величине начальной тяговооруженности, особенно в конце активного

участка, что может потребовать дросселирования двигателя. Это может несколько снизить выигрыш в энергобаллистической эффективности использования щелевого круглого сопла. Претерпевает изменение оптимальная программа угла тангажа, в частности, меняется оптимальный угол тангажа при разделении ступеней РН.

Оптимальные параметры РН и траекторные условия будут также меняться при использовании сопла с несколькими (чаще двумя) поясами кольцевых щелей, рациональное расположение которых по сечению сопла определяется исходя из системных представлений, состоящих в оценке наибольшего выигрыша в массе полезного груза для выбранной программы выведения. Характеристики сопла при этом будут приближаться к характеристикам идеально регулируемого сопла. В этом случае распределение масс по ступеням еще сильнее изменится в сторону увеличения массы топлива в первой ступени, а оптимальная траектория выведения станет более пологой, что может иметь определенные преимущества в военной сфере, связанные с повышением устойчивости средств выведения к элементам противоракетной обороны космического базирования.

Это означает, что полное использование возможностей щелевого круглого сопла потребует разработки нового класса РН с оптимальными для него проектно-баллистическими и конструктивными параметрами и функциями управления. В этом случае можно получить наиболее полный выигрыш от внедрения такого сопла. Энергомассовая эффективность таких ракет-носителей может более чем на 10–15 % превосходить таковую для современных средств выведения аналогичного класса. Применительно к существующим носителям установка щелевого сопла позволяет повысить энергомассовую эффективность до 10 % на низкой орбите. Соответствующее рациональное изменение программы угла тангажа позволяет дополнительно повысить выводимую массу полезного груза. Однако окончательно вопрос о величине выигрыша в массе полезной нагрузки может быть решен применительно к конкретному изделию и условиям выведения.

С позиций дальнейшего повышения энергобаллистической эффективности целесообразным представляется использование щелевого сопла в изделиях, выполненных по пакетной схеме, когда вторая (центральная) ступень работает на активном участке с момента старта до высот 100–120 км и выше. В этом случае необходим учет ограничений по диаметру. Центральная ступень должна быть оснащена однокамерным двигателем, а расстояние между соплом центрального блока и соплами боковых ускорителей должно выбираться с учетом предотвращения возможного взаимодействия реактивных струй. Анализ показывает возможность соответствовать этим ограничениям со значительным запасом по габаритам в случае применения щелевых сопел с высокой степенью расширения на существующих изделиях. К таким средствам выведения можно отнести, в частности, российские РН среднего класса типа «Ангара-2», РН серии «Союз-2», а также тяжелые РН типа «Ангара-5», «Ариан-V (ESA)» и H-II (Япония).

Оптимальные проектно-баллистические параметры и оптимальные программы выведения проектируемых РН пакетной схемы также потребуют модификации в случае использования двигателей с щелевым соплом. Так, в частности, изменяется оптимальное соотношение масс топлива между центральной ступенью и боковыми ускорителями в сторону уменьшения последних. Целесообразной может оказаться, в частности, схема с переливом компонентов топлива и/или сбросом блока топливных баков. Количественная оценка энергомассовой эффективности таких средств выведения требует тщательного анализа с проведением массовых вариантных расчетов в сочетании с синтезом различных траекторий, на основании которых можно выбрать целесообразные параметры и структуру РН и определить окончательную величину выигрыша в массе выводимого груза при использовании сопел щелевого типа.

Проектно-баллистический анализ ракет-носителей с щелевым соплом

Расчет траектории полета РН производится в полярной системе координат (рис. 3) [12–14].

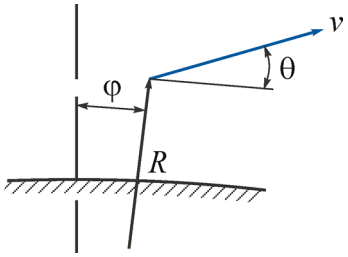

Рис. 3. Полярная система координат для расчета траектории движения РН: φ – угловая дальность, рад; R – величина радиус-вектора, м; v – скорость полета, м/с; θ – угол наклона траектории, рад

Составляется система дифференциальных уравнений:

$$\frac{\partial \varphi}{\partial t} = v\cos\theta / R,$$

$$\frac{\partial R}{\partial t} = v\sin\theta,$$

$$\frac{\partial v}{\partial t} = \frac{P\cos(\vartheta-\theta)}{M} - C_x\frac{\rho v^2}{2}\frac{S}{M} - \frac{G_z}{R^2}\sin\theta,$$

$$\frac{\partial \theta}{\partial t} = \frac{\partial \varphi}{\partial t} + \frac{1}{v}\left(\frac{P\sin(\vartheta-\theta)}{M} + C_y\frac{\rho v^2}{2}\frac{S}{M} - \frac{G_z}{R^2}\cos\theta\right),$$

$$\frac{\partial M}{\partial t} = -\sum \dot{m}_i,$$

где G_z – гравитационная постоянная Земли; M, C_x, C_y, ρ, θ – соответственно текущее значение массы РН, аэродинамических коэффициентов, плотности воздуха, угла тангажа; P – суммарная тяга ДУ, $P = \sum P_i$. Здесь обозначены P, I, m с индексом «i» – тяга отдельного типа двигателей, удельная тяга и массовый расход $\dot{m}_i = P_i / I_i$ соответственно.

Рассчитываются потери скорости гравитационные, аэродинамические, на противодавление и на управление, которые находятся интегрированием уравнений:

$$\frac{\partial v_g}{\partial t} = -\frac{G_z}{R^2}\sin\theta,$$

$$\frac{\partial v_a}{\partial t} = -C_x\frac{\rho v^2}{2}\frac{S}{M},$$

$$\frac{\partial v_p}{\partial t} = \frac{\sum\left(P_i - I_{i0}m_i\right)}{M},$$

где I_{i0} – удельная пустотная тяга i-го двигателя,

$$\frac{\partial v_u}{\partial t} = -\frac{P\left(1-\cos(\vartheta-\theta)\right)}{M}.$$

На активном участке первой ступени используется кусочно-линейная программа угла тангажа q:

при $M < 0{,}2$ $q = \pi/2$;

при $0{,}5 > M > 0{,}2$ $q = \theta + \alpha$, где $\alpha = \alpha_{\min}(M - 0{,}2)/0{,}3$;

при $0{,}8 > M > 0{,}5$ $q = \theta + \alpha$, где $\alpha = \alpha_{\min}(0{,}8 - \mathrm{M})/0{,}3$;

при $M > 0{,}8$ $q = \theta$.

Параметр $\alpha_{\min}$ обычно лежит в пределах –5…–2°. Точное его значение находится при решении краевой задачи для первой ступени: нужно найти такое значение $\alpha_{\min}$, чтобы в конце активного участка первой ступени угол наклона траектории стал равен $\theta_к$. Значение $\theta_к$ варьируется пользователем с целью получения максимальной массы полезного груза.

На активном участке второй и третьей ступеней используется линейная программа угла тангажа, близкая к оптимальной:

$$q = C_0 + C_1 t.$$

Коэффициенты C_0 и C_1 одинаковы для второй и третьей ступеней, если носитель трехступенчатый. Их значения находятся при решении краевой задачи по выводу полезного груза на заданную орбиту. Для выведения груза на заданную круговую орбиту необходимо выдержать три параметра – высоту (она задается), угол наклона траектории, который должен быть равен нулю (орбита круговая), и скорость. Необходимая скорость определяется в зависимости от высоты орбиты, широты точки старта и азимута пуска.

Скорость движения по орбите высотой h

$$v_{\mathrm{orb}} = (G_z/(R_z + H_{\mathrm{orb}}))^{1/2}.$$

Переносная скорость, связанная с вращением Земли,

$$v_\omega = \omega_z R_z \cos\varphi,$$

где ω_z – угловая скорость вращения Земли; R_z – радиус Земли; φ – широта точки старта.

Скорость, необходимая для выхода на орбиту, в зависимости от азимута пуска определяется по формуле

$$v_k^2 = v_{orb}^2 + v_\omega^2 - 2 v_{orb} v_\omega \cos\left(\pi/2 - A\right).$$

Здесь A – азимут пуска, отсчитывается от направления на север по часовой стрелке. Нулевое значение соответствует пуску в северном направлении, 90° – пуску в восточном направлении с минимальным наклонением и минимальной потребной скоростью.

Угол наклонения получаемой орбиты определяется по формуле

$$i = \arccos(\cos\varphi \sin A).$$

Для нахождения решения краевых задач используются методы:

– Рунге–Кутты;

– деления отрезка пополам;

– пристрелки.

Метод Рунге–Кутты четвертого порядка используется для интегрирования уравнений движения от начального момента времени до конечного. Условиями окончания расчетов являются:

– для первой и второй ступеней трехступенчатого носителя – израсходование всего бортового запаса топлива;

– для последней ступени любого носителя моментом окончания интегрирования является набор необходимой скорости.

Интегрирование ведется с постоянным шагом, поэтому конечный момент определяется с точностью до шага. Чтобы более точно определить момент окончания расчетов, используется

метод деления отрезка пополам – последний шаг интегрирования делится последовательно на более мелкие отрезки, пока не будет достигнута требуемая точность.

Метод пристрелки применяется непосредственно для поиска решения краевой задачи и состоит из нескольких операций (пример приведен для первой ступени):

– интегрируются уравнения движения с начальными значениями параметров программы угла тангажа (берется какое-либо значение α_{min0}) и получают значения параметров движения в конечной точке траектории (θ_{k0});

– интегрируются уравнения движения с начальными значениями параметров программы угла тангажа и измененными на небольшую величину (берется значение $\alpha_{min1} = \alpha_{min0} + \Delta\alpha$); получают значения параметров движения в конечной точке траектории (θ_{k1});

– решая линейные уравнения, находим значение приращения параметров программы угла тангажа, соответствующие требуемым конечным значениям:

$$\alpha_{min} = \alpha_{min0} + \Delta\alpha(\theta_k - \theta_{k0})/ (\theta_{k1} - \theta_{k0}).$$

Для первой ступени нужно решить одно линейное уравнение (см. выше), для второй и третьей ступеней – систему из двух уравнений, так как есть два управляющих параметра C_0 и C_1.

Решение ищется с точностью:

– по углу наклона траектории 0,1°;

– по высоте 500 м.

Недостаток метода пристрелки заключается в необходимости задавать начальное значение близкое к решению, в противном случае метод может расходиться, даже если решение существует.

Значение коэффициента C_y принято равным нулю, C_x представляется в виде кусочно-линейной функции, определяемой тремя параметрами: C_{x0}, C_{x1}, C_{x5}:

при $M < 0{,}8$ $\quad C_x = C_{x0}$,

при $1{,}0 > M > 0{,}8$ $\quad C_x = C_{x0} + (C_{x1} - C_{x0})(M - 0{,}8)/0{,}2$,

при $5{,}0 > M > 1{,}0$ $\quad C_x = C_{x1} + (C_{x5} - C_{x1})(M - 1)/4$,

при $M > 5$ $\quad C_x = C_{x5}$.

Аэродинамические параметры и нагрузка на мидель задаются отдельно для каждой ступени, также можно отдельно указать аэродинамические характеристики ракетных блоков при расчете точек падения.

Удельная тяга представляется в виде кусочно-линейной функции от внешнего давления:

$$I = I_p - (I_p - I_a)\,(1 - (P(h)/P_a)),$$

где I_p – удельная тяга в вакууме; I_a – удельная тяга при внешнем давлении равном P_a, $P(h)$ – атмосферное давление на текущей высоте.

На рис. 4 приведен типичный график изменения удельной тяги от давления ($\overline{P}$ – отношение давление P_a к земному давлению 1 атм).

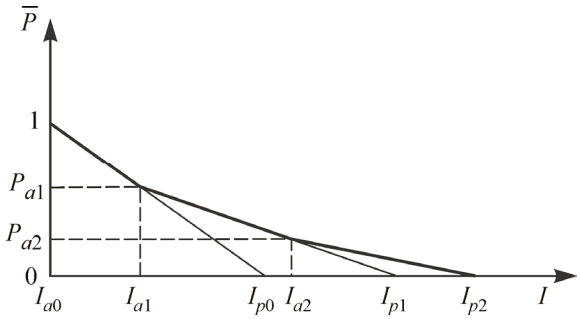

Рис. 4. Изменение удельной тяги от относительного давления

Значение тяги вычисляется по формуле

$$P = K_{du}P_0I/I_0,$$

где значения P_0 и I_0 соответствуют значениям тяги и удельной тяги в пустоте на первой прямой (P_a = 1); K_{du} – коэффициент дросселирования двигателя (по умолчанию равен 1).

Если задано ограничение по перегрузке и оно не выполняется, то K_{du} вычисляется по формуле

$$K_{du} = Mn_{x\max}I_0/(P_0I).$$

Для первой ступени ракеты-носителя, выполненной по схеме «пакет», можно указать нужный коэффициент дросселирования для двигателей центрального блока. При наличии ограничения на перегрузку коэффициент дросселирования для боковых блоков находится по формуле

$$K_{du} = M(n_{x\max} - n_c)I_0/(P_0I),$$

$$n_c = K_{duc}P_cI_c/I_{0c},$$

где индекс «*c*» означает, что значения относятся к центральному блоку; n_c – перегрузка первой ступени от двигателей центрального блока.

Результаты проектно-баллистического анализа ракет-носителей с щелевым соплом

Рост массы выводимой на НОО (низкую опорную орбиту) полезной нагрузки (ПН) применительно к РН легкого класса типа «Ангара-1,2» при использовании на двигателе РД-191 удлиненного сопла с одной или двумя щелями показан на рис. 5 (относительный прирост массы ПН) и рис. 6 (абсолютный прирост полезной массы).

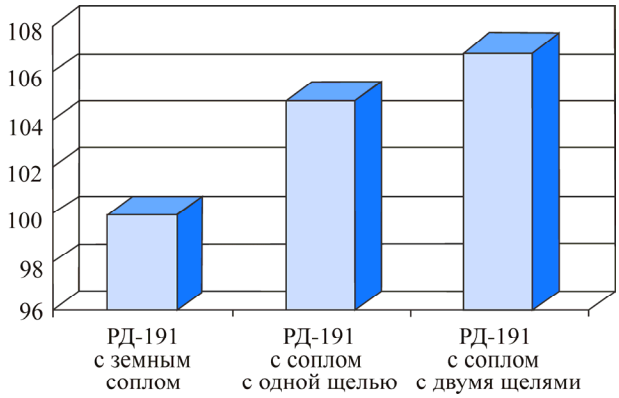

Рис. 5. Увеличение полезного груза (в процентах) для ракеты типа «Ангара-1,2» – транспортного космического аппарата с двигателем РД-191 – жидкостным ракетным двигателем, снабженным щелевым соплом по сравнению с земным (штатным) соплом

Как следует из диаграмм, приведенных на рис. 5, 6, 5–7%-ное повышение массы ПН на базовой НОО (высота круговой орбиты 200 км, наклонение 51,6 град) означает возможность выведения ПН с массой на 300–500 кг большей базового варианта. Учитывая высокую стоимость пуска, можно спрогнозировать снижение удельной стоимости выведения на НОО на 5–7 %.

Рассматривая зависимости массы ПН на НОО от начальной тяговооруженности, представленные на рис. 7, можно сделать вывод о том, что в случае щелевого сопла роль тяговооруженности несколько меньше по сравнению с базовым вариантом с гладким соплом, поскольку позволяет обеспечить больший оптимальный диапазон изменения тяги при заметном

выигрыше в массе ПН. Применительно к созданию нового изделия это означает более широкие возможности в выборе целесообразной тяговооруженности при варьировании начальной массы ступени (количество заправленной массы топлива) или задании тяги в большем диапазоне величин при проектировании перспективных типов ракетных блоков.

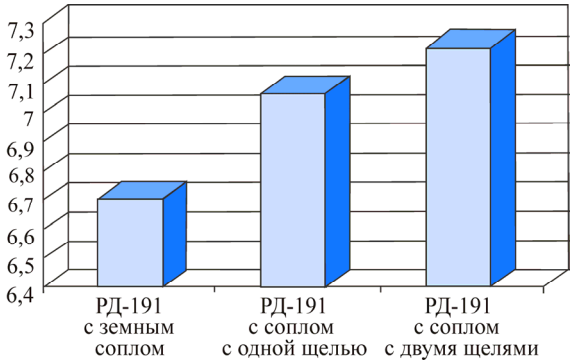

Рис. 6. Увеличение полезного груза (в тоннах) для ракеты «Ангара-1,2» – транспортного космического аппарата с двигателем РД-191 – жидкостным ракетным двигателем, снабженным щелевым соплом по сравнение с земным (штатным) соплом

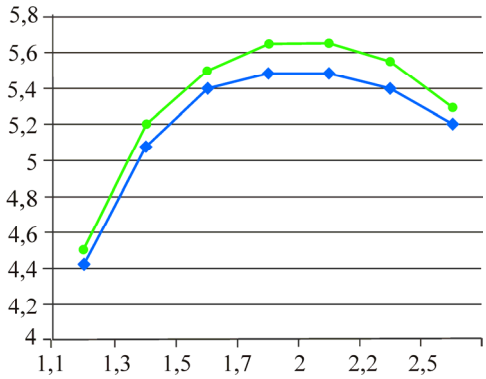

Рис. 7. Масса ПН на НОО в зависимости от начальной тяговооруженности для РН среднего класса: верхняя кривая – для двигателя с щелевым соплом, нижняя – для двигателя с гладким соплом

Приведенные на рис. 8 зависимости выводимой на НОО массы ПН от относительной конечной массы показывают более широкий разбег рациональных значений относительной конечной массы ступени при достаточном выигрыше в массе ПН по сравнению с традиционным соплом, что позволяет варьировать эту величину в направлениях рационального изменения вектора проектных параметров, требуемых проектантам ракеты-носителя с целью, например унификации ракетных блоков (ступеней) и т.д.

С аэродинамических позиций при расположении щелевых сопел за донным защитным экраном необходимо учитывать работоспособность и эффективность щелей при функционировании в условиях набегающего скоростного напора и обратных вихревых потоков, а также на сверхзвуковых участках, в режиме возможного несимметричного обтекания при развитых косых скачках разрежения за хвостовым отсеком. Эти режимы должны исследоваться при проектировании конкретного изделия с соплами щелевого типа для выбранной траекторной схемы выведения и алгоритма изменения угла тангажа, который также претерпевает определенные модификации (меняется его крутизна) с учетом возможности уменьшения потерь удельного импульса на участке выведения.

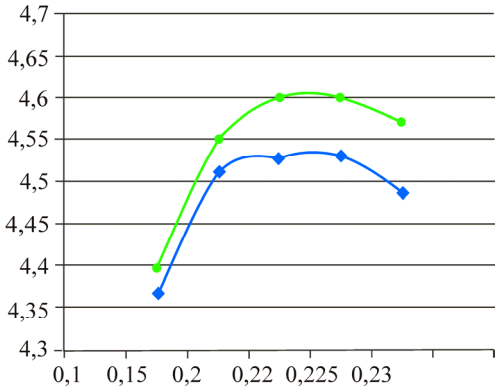

Рис. 8. Масса ПН на НОО в зависимости от относительной конечной массы РН среднего класса: верхняя кривая – для двигателя с щелевым соплом, нижняя – для двигателя с гладким соплом

Заключение

Показано, что использование щелевых сопел в жидкостных ракетных двигателях позволит увеличить средний по траектории удельный импульс в широком диапазоне внешнего противодавления. С целью снижения потерь тяги при работе реактивного сопла ракетного двигателя на режимах недорасширения и улучшения условий восстановления давления в рециркуляци-

онной зоне за отрывом (внутри высотного насадка) при работе сопла на Земле и на низких высотах полета ракеты предложено двухщелевое высотное сопло с изломом контура. Представлены результаты расчетов течения в двухконтурном сопле с двумя узкими кольцевыми щелями (ширина щели 30 мм) на уровне моря и в условиях пониженного атмосферного давления (до 0,01 атм). Рациональное расположение щелей по сечению сопла определяется исходя из наибольшего выигрыша в массе полезного груза для выбранной программы выведения.

Приведены интегральные параметры двухконтурного сопла с двумя щелями. Показано, что на больших высотах утечки газа через щели не превышают 0,5 или 0,3 кг/с через каждую щель (0,08 или 0,05 %).

Применительно к существующим и перспективным средствам выведения наиболее простым представляется использование таких сопел в носителях тандемного типа, первые ступени которых оснащены мощными однокамерными двигателями (в частности, двигатель РД-191 применительно к РН серии «Ангара»). Оптимальное соотношение между массой топлива в ступенях меняется по сравнению с базовым вариантом, поскольку рациональное значение относительной конечной массы первой ступени уменьшается. Соответственно меняется оптимальная начальная тяговооруженность ступени, определяемая с учетом роста тяги в щелевом сопле. В случае щелевого сопла роль тяговооруженности несколько снижается по сравнению с базовым вариантом с гладким соплом, поскольку расширяет оптимальный диапазон изменения тяги при заметном выигрыше в массе ПН. Претерпевает изменение оптимальная программа угла тангажа, в частности при разделении ступеней РН.

Оптимальные проектно-баллистические параметры и программы выведения проектируемых РН пакетной схемы также требуют модификации в случае использования двигателей с щелевым соплом. Так, в частности, изменяется оптимальное соотношение масс топлива между центральной ступенью и боковыми ускорителями в сторону уменьшения последних.

Зависимости выводимой на низкую опорную орбиту массы ПН от относительной конечной массы показывают более широкий диапазон рациональных значений относительной конечной массы ступени при достаточном выигрыше в массе ПН по сравнению с традиционным соплом, что позволяет варьировать эту величину в направлениях рационального изменения вектора проектных параметров, требуемых проектантам ракеты-носителя с целью унификации ракетных блоков.

Полное использование возможностей щелевого сопла потребует разработки нового класса РН с оптимальными для него проектно-баллистическими и конструктивными параметрами и функциями управления. Эффективность таких ракет-носителей может более чем на 10–15 % превосходить таковую для современных средств выведения аналогичного класса. Результаты проектно-баллистического анализа показывают возможность 5–7%-ного повышения массы ПН на базовой НОО с высотой 200 км и наклонением 51,6°, что означает возможность выведения ПН с массой на 300–500 кг большей базового варианта. Учитывая высокую стоимость пуска, можно спрогнозировать снижение удельной стоимости выведения на НОО на 5–7 %.

Библиографический список

1. Семенов В.В. Регулирование высотности сопла с большой степенью расширения // Электронный журнал «Труды МАИ». – 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 // Тр. 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., Иванов И.Э., Крюков И.А. Двухконтурное щелевое сопло ракетного двигателя // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2016. – № 46. – С. 56–72.

6. 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.

7. 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.

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.

11. Арепьев К.А. Влияние степени турбулентности набегающего потока на аэродинамические характеристики профиля крыла беспилотного летательного аппарата // Науч. вестник ГосНИИ ГА. – 2014. – № 4(315). – С. 72–79.

12. Аппазов Р.Ф., Лавров С.С., Мишин В.П. Баллистика управляемых ракет дальнего действия. – М.: Наука, 1966. – 308 с.

13. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика летательных аппаратов. – М.: Наука, 1982. – 352 с.

14. Основы проектирования летательных аппаратов / В.П. Мишин, В.К. Безвербый, Б.М. Панкратов, Д.Н. Щеверов. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.

References

1. Semenov V.V. Regulirovanie vysotnosti sopla s bolshoy stepeniyu rasshireniya [Control of nozzle design altitude with high expansion ratio]. *Elektronnuy zhurnal «Trudy MAI»*, 2000, no. 1.

2. Semenov V.V., Ivanov I.E., Kryukov I.A., Fedorov V.V., Starkov V.K. Analiz vozmozhnostey povysheniya tyagovooruzhennosti dvigatelya 14D21 za schet ispolzovaniya sopel s reguliruemoy vysotnostyu [Improvement of thrust-to-weight ratio of 14D21 engine by control of high-altitude nozzle]. *Trudy NPO* "*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]. *Vestnik Permskogo natsionalnogo issledovatelskogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika*. 2015, no. 40, pp. 5-21.

5. Semenov V.V., Ivanov I.E., Kryukov I.A. Dvukhkonturnoe shchelevoe soplo raketnogo dvigatelya [Dual-bell slot nozzle of Rocket engine]. *Vestnik Permskogo natsionalnogo issledovatelskogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika*, 2016, no. 46, pp. 56-72.

6. 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.

7. Semenov V.V., Ivanov I.E., Kryukov I.A., Fedorov V.V. Povishenie effektivnosti raketnogo dvigatelya vtoroy stupeni [Improvement in the efficiency of a second stage rocket engine] *Vestnik Permskogo natsionalnogo issledovatelskogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika*, 2015, no. 43, pp. 5-18.

8. Ivanov I.E., Kryukov I.A. Kvazimonotonnyi 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 multidimentional 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.

11. Arepev K.A. Vliyanie stepeni turbulentnosti nabegayushchego potoka na aerodinamicheskie kharakteristiki profilya kryla bespilotnogo letatelnogo apparata. [Influence of ratio of flow turbulence on aerodynamic characteristics of wing profile for unmanned flight vehicle] *Nauchnyi Vestnik GosNII GA*, 2014, no. 4(315), pp. 72-79.

12. Appazov R.F., Lavrov S.S., Mishin V.P. Ballistika upravlyaemykh raket dalnego deystviya [Ballistics of guided long-range rockets]. Moscow, Nauka, 1966, 308 p.

13. Sikharulidze Yu.G. Ballistica letatelnykh apparatov [Ballistics of flight vehicles]. Moscow, Nauka, 1982, 352 p.

14. Mishin V.P., Bezverbyi V.K., Pankratov B.M., Shcheverov D.N. Osnovy proektirovaniya letatelnykh apparatov [Principles of flight vehicles design]. Moscow, Mashinostoenie, 1985, 360 p.

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., 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).

Финогенов Сергей Леонардович (Москва, Россия) – старший научный сотрудник кафедры «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (125993, г. Москва, Волоколамское ш., д. 4, e-mail: sergei_finogenov@mail.ru).

About the authors

Vasiliy V. Semenov (Moscow, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Rocket Engines, Moscow Aviation Institute (National Research University) (4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, 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, 125993, 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, 125993, Russian Federation, e-mail: ikryukov@gmail.com).

Sergei L. Finogenov (Moscow, Russian Federation) – Senior Researcher, Department of Rocket Engines, Moscow Aviation Institute (National Research University) (4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russian Federation, e-mail: sergei_finogenov@mail.ru).

Получено 16.03.2017