

DOI: 10.15593/2224-9982/2015.40.01

УДК 629.7.036

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

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

РЕГУЛИРОВАНИЕ ВЫСОТНОСТИ СОПЛА С БОЛЬШОЙ СТЕПЕНЬЮ РАСШИРЕНИЯ

Предложен способ повышения эффективности работы высотного сопла в земных условиях путем регулирования его высотности за счет устройства кольцевой щели в сверхзвуковой его части. Одним из перспективных решений регулирования высотности сопла является применение для двигателя I ступени сопла с большой степенью расширения с давлением на срезе $p_a = 0,01 \dots 0,005$ МПа, в сверхзвуковой части которого созданы одна или несколько узких кольцевых щелей. Причем конструкция щелевого сопла не слишком усложняется. Благодаря последовательному включению в работу отдельных участков сопла его высотная характеристика близка к характеристике сопла с идеально регулируемой высотностью. При старте ракеты с Земли атмосферное давление передается через кольцевую щель внутрь сопла. В результате этого происходит принудительный ранний отрыв потока от стенки сопла, вследствие чего в сопле уменьшается перерасширение газа и сопло работает близко к расчетному режиму. При полете в верхних слоях атмосферы и снижении внешнего давления скачок уплотнения уходит с кромки кольцевой щели на срез сопла и высотное сопло работает полностью.

Определены оптимальные степень расширения сопла и местоположение узкой кольцевой щели в сверхзвуковой части круглого сопла. Установлено, что при организации нескольких кольцевых щелей в сверхзвуковой части высотного сопла диапазон изменения внешнего давления, при котором сохраняется положительный эффект, значительно расширяется. Установка на двигатель первой ступени высотного щелевого сопла, имеющего одну кольцевую щель, дает выигрыш в скорости $\Delta v_k = 350$ м/с, а оптимизация расположения кольцевой щели в сверхзвуковой части щелевого сопла обеспечивает прирост конечной скорости $\Delta v_k = 30$ м/с.

Ключевые слова: ракета, двигатель, сопло, щель, турбулентность, число Маха, тяга, удельный импульс, масса, расход, давление, плотность.

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

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

CONTROL OF NOZZLE DESIGN ALTITUDE WITH HIGH EXPANSION RATIO

A method of improving the efficiency of high area ratio nozzles under ground conditions by control its area ratio using a device with an annular gap in the nozzle's supersonic part is presented. One promising solution to control the altitude of the nozzle is a usage of a high expansion ratio nozzle for first stage engines. Such nozzle has 0.01–0.005 MPa pressure values in exit section which has one or several narrow annular gaps in the supersonic part. Moreover, in this case slotted nozzle construction is not too complicated. Due to the consistent inclusion in the work of individual sections of the nozzle,

high-altitude performance of the nozzle is close to the characteristics of the nozzle with a perfectly controlled altitude. At the launch of the rocket from the Earth atmospheric pressure is transmitted through the annular gap into the nozzle. The result is a forced early flow separation from the nozzle wall, resulting in reduced overexpansion gas in the nozzle, and the nozzle is working close to the rate conditions. When flying in the upper atmosphere and reduction of ambient pressure the shock wave leaves the edge of the nozzle annular gap and it works completely.

The optimal expansion ratio of the nozzle and the position of the narrow annular gap in the supersonic part of a circular nozzle are determined. It is established that arrangement of several annular gaps in the supersonic part of a high altitude nozzle, the range of external pressure variations, wherein a positive effect is maintained, is significantly widened. Installation on first stage engine high-altitude slotted nozzle with a single annular slot gives speed gains $\Delta v_k = 350$ m/s, and the optimization of arrangement of the annular gap in the supersonic part of the slotted nozzle provides another increase Δv_k final velocity = 30 m/s.

Keywords: rocket, engine, nozzle, slot, turbulence, Mach number, the thrust, specific impulse, mass, rate, pressure, density.

По мере развития и совершенствования ракетно-космической техники растут требования, предъявляемые к эффективности ракетного двигателя. Эффективный двигатель должен, прежде всего, 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 реактивное сопло.

При жестком, нерегулируемом сопле с так называемой оптимальной высотностью максимальный средний по траектории удельный импульс будет достигнут тогда, когда давление на срезе сопла выбрано равным некоторому среднему по траектории полета атмосферному давлению. Однако и в этом случае потери, вызываемые атмосферным противодействием, всё же остаются еще значительными, так как фактически сопло работает на нерасчетных режимах [1].

Наибольший средний по траектории удельный импульс будет иметь только двигатель, снабженный соплом с идеально регулируемой высотностью. Однако создание такого сопла встречает большие конструктивные трудности, и его пока нет на практике.

Одним из перспективных решений регулирования высотности сопла является применение для двигателя I степени сопла с большой степенью расширения с давлением на срезе $p_a = 0,01 \dots 0,005$ МПа, в котором в сверхзвуковой части созданы одна или несколько узких кольцевых щелей (рис. 1)¹ [2–4].

При старте ракеты с Земли атмосферное давление передается через кольцевую щель внутрь сопла. В результате этого происходит при-

¹ Сопловой блок с круглым насадком: пат. РФ 119816 / В.В. Семенов, В.К. Чванов, В.В. Федоров, И.Э. Иванов; 2012.

нудительный ранний отрыв потока от стенки сопла, вследствие чего в сопле уменьшается перерасширение газа и сопло работает близко к расчетному режиму (рис. 2, кривая 1). При полете в верхних слоях атмосферы и снижении внешнего давления скачок уходит с кромки первой щели и поток отрывается от стенки в сечении, где расположена вторая щель (см. рис. 2, кривая 2). Наконец, на большой высоте скачок уходит с кромки второй щели и высотное сопло работает полностью (см. рис. 2, кривая 3). Благодаря последовательному включению в работу отдельных участков сопла высотная характеристика такого сопла близка к характеристике сопла с идеально регулируемой высотностью (см. рис. 2, кривая 5; кривая 4 – идеальное сопло), причем конструкция щелевого сопла не слишком усложняется. Поэтому представляется целесообразным провести широкое исследование тяговых характеристик щелевого сопла и разработать рекомендации для практического его использования.

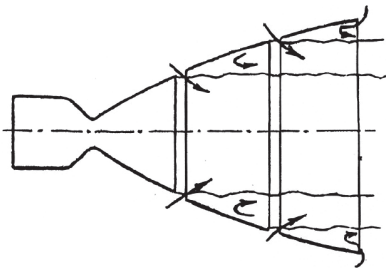


Рис. 1. Щелевое сопло

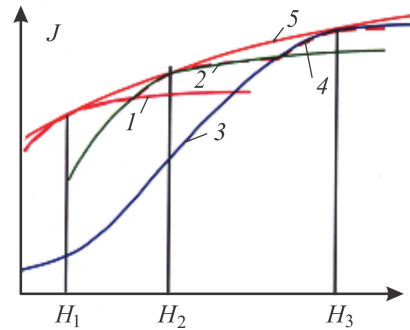


Рис. 2. Распределение давления

Разрабатывая и исследуя сопла с изменяемой в полете высотностью, необходимо оценить эффективность двигателя с такими соплами. Очевидно, что главным показателем эффективности двигателя является степень его влияния на конечную скорость ракеты-носителя (РН). Изменение высотности сопла будет сказываться прежде всего на идеальной скорости $v_{ид}$ и потери скорости из-за воздействия атмосферного давления Δv_H .

Если исходить из действующих сил, движение РН в данном случае можно описывать известным соотношением И.В. Мещерского:

$$Mdv/dt = P_H - gM \sin \theta - X_c, \quad (1)$$

где v – текущая скорость полета РН; M – текущая масса РН; θ – угол наклона вектора скорости к горизонту; X_c – аэродинамическое сопротивление; P_H – тяга двигателя на данной высоте H .

Представим тягу и аэродинамическое сопротивление в виде

$$P_H = P_{\Pi} - F_a p_H, \quad X_c = C_X q F_M,$$

где P_{Π} – тяга в пустоте; F_M, F_a – площади мидела корпуса РН и среза сопла двигателя; C_X – аэродинамический коэффициент лобового сопротивления (функция формы РН и числа Маха M); $q = \rho v^2 / 2$ – скоростной напор на высоте H .

Подставляя эти соотношения в (1) и решая уравнение относительно дифференциала скорости, получаем

$$dv = \frac{P_{\Pi}}{M} dt - \frac{F_a p_H}{M} dt - g \sin \theta dt - C_X q \frac{F_M}{M} dt. \quad (2)$$

Введем соотношения: $\mu = M/M_H$ – относительная масса РН; M_H – начальная масса ракеты; $\mu = 1 \dots \mu_k$, т.е. $\mu = 1$ – начальное и $\mu = \mu_k$ – конечное значения относительной массы. Кроме того, воспользуемся соотношениями

$$P_H = \dot{m} J_H, \quad P_{\Pi} = \dot{m} J_{\Pi},$$

где $\dot{m} = -dM/dt$ – секундный расход массы, т.е. секундный расход топлива; J_H и J_{Π} – удельный импульс на высоте H и в пустоте,

$$J_H = J_{\Pi} - c_* \bar{F}_a p_H / (p_k \epsilon_k).$$

Здесь $\bar{F}_a = F_a / F_{кр}$ – относительная площадь среза сопла.

Используя соотношения

$$n = P_{H=0} / g M_H, \quad \dot{m} = p_k \epsilon_k F_{кр} / c_*, \quad P_M = n M_H / F_M,$$

где n – начальная тяговооруженность РН; \dot{m} – секундный расход; p_k – давление в камере сгорания; c_* – характеристическая скорость, зависящая от рода топлива и плотности в камере сгорания; ϵ_k – коэффициент, учитывающий падение полного давления по камере сгорания, характеристика ее формы; P_M – начальная поперечная нагрузка; можно записать составляющие уравнения (2) в следующем виде:

$$C_X q \frac{F_M}{\mu} dt = -C_X q \frac{F_M}{\dot{m}} \frac{d\mu}{\mu} = -C_X q \frac{J_{H=0}}{P_M n} \frac{d\mu}{\mu},$$

$$\frac{P_G}{M} dt = \frac{J_n \dot{m}}{M_H \mu} dt = -J_n \frac{d\mu}{\mu},$$

$$\frac{F_a p_H}{M} dt = \frac{F_a p_H}{M \mu} dt = -\frac{F_a p_H}{\dot{m}} \frac{d\mu}{\mu} = -c_* \bar{F}_a \frac{p_H}{p_k \varepsilon_k} \frac{d\mu}{\mu},$$

$$g \sin \theta dt = -g \sin \theta \frac{M_H}{\dot{m}} \frac{d\mu}{\mu} = -\frac{J_{H=0}}{n} \sin \theta d\mu.$$

Подставляя эти соотношения в уравнение (2) и интегрируя в пределах от $\mu = 1$ до $\mu = \mu_k$, получаем соотношение

$$v_k = v_{ид} - \Delta v_H - \Delta v_g - \Delta M_c, \quad (3)$$

где $v_{ид} = J_n \ln 1/\mu_k$ – идеальная скорость РН; Δv_H – потери скорости из-за воздействия атмосферного давления на удельный импульс двигателя,

$$\Delta v_H = \frac{\bar{F}_a c_*}{p_k \varepsilon_k} \int_{\mu_k}^1 \frac{p_H}{\mu} d\mu = (J_n - J_{H=0}) \int_{\mu_k}^1 \frac{p_H}{p_{H=0}} \frac{d\mu}{\mu}$$

(это соотношение верно, если в полете $p_k = \text{const}$); Δv_g – потеря скорости из-за земного тяготения, т.е. гравитационные потери,

$$\Delta v_g = \frac{J_{H=0}}{n} \int_{\mu_k}^1 \sin \theta d\mu;$$

Δv_c – потери скорости из-за аэродинамического сопротивления,

$$\Delta v_c = \frac{J_{H=0}}{P_M n} \int_{\mu_k}^1 C_X q \frac{d\mu}{\mu}.$$

Используя эти выражения, можно по соотношению (3) вычислить конечную скорость РН при тех или других изменениях характеристик двигателя, например при изменении высотности сопла в полете. Изменение высотности сопла будет сказываться непосредственно на первых двух составляющих: $v_{ид}$ и Δv_H . Например, пусть изменение высотности

сопла происходит в момент, когда относительная масса ракеты получает значение μ_1 . Таким образом, на участке полета от $\mu = 1$ до $\mu = \mu_1$ имеем

$$v_{ид1} = J_{п1} \ln 1/\mu_1,$$

$$\Delta v_H = \frac{F_{a1} c_*}{p_k \epsilon_k} \int_{\mu_1}^1 \frac{p_H}{\mu} d\mu = (J_{п1} - J_{H=0})_{F_{a1}} \int_{\mu_k}^1 \frac{p_H}{p_{H=0}} \frac{d\mu}{\mu}.$$

На следующем участке полета ракеты от $\mu = \mu_1$ до $\mu = \mu_k$ будем иметь

$$v_{ид2} = J_{п2} \ln \mu_1/\mu_k,$$

$$\Delta v_H = \frac{F_{a2} c_*}{p_k \epsilon_k} \int_{\mu_k}^{\mu_1} \frac{p_H}{\mu} d\mu = (J_{п2} - J_{H=0})_{F_{a2}} \int_{\mu_k}^{\mu_1} \frac{p_H}{p_{H=0}} \frac{d\mu}{\mu}.$$

Если высотность сопла изменяется больше одного раза, то и число участков соответственно будет больше.

По приведенной методике была проведена оценка эффективности щелевого сопла с разной степенью расширения для двигателя I ступени. Изменение высотности сопла достигалось путем организации кольцевой щели на сверхзвуковой части сопла. На рис. 3 показан прирост конечной скорости ракеты при установке на двигатель первой ступени высотного щелевого сопла, имеющего одну кольцевую щель. Здесь по оси абсцисс отложено давление на срезе сопла. Щель расположена в сечении сопла с давлением $p_{щ} = 0,065$ МПа. Как видно, чем больше степень расширения сопла, тем заметнее прирост конечной скорости ракеты. Например, замена щелевого высотного сопла с давлением на срезе $p_a = 0,03$ МПа на такое же сопло с давлением на срезе $p_a = 0,01$ МПа дает выигрыш в скорости $\Delta v_k = 350$ м/с.

Однако в каждом случае можно найти «оптимальное» положение щели, определяющее высотность щелевого сопла на первом участке полета ракеты. На рис. 4 показано, что при конечной высотности щелевого сопла $p_a = 0,02$ МПа «оптимальное» расположение щели соответствует $p_{щ} = 0,065$ МПа. Оптимизация расположения кольцевой щели в сверхзвуковой части щелевого сопла дает прирост конечной скорости $\Delta v_k = 30$ м/с.

Практический интерес представляет изменение высотных характеристик двигателя при замене у него сопла с давлением на срезе $p_a = 0,06$ МПа и $p_a = 0,02$ МПа на высотное сопло с давлением на срезе $p_a = 0,01$ МПа и $p_a = 0,005$ МПа, имеющее в сверхзвуковой части кольцевую щель. При этом один двигатель работает на топливе водород + кислород, а другой – на топливе керосин + кислород.

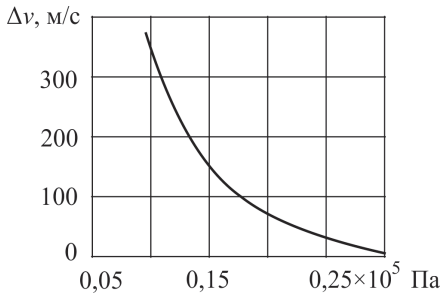


Рис. 3. Прирост скорости ракеты

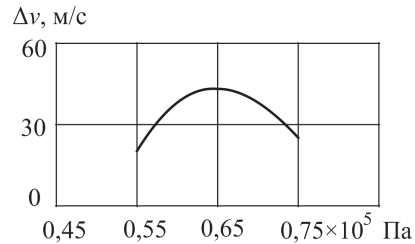


Рис. 4. Положение щели

Тяга двигателя на высоте H найдется из уравнения [2]

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

где P_H – тяга двигателя; $p_k = 20$ МПа – давление в камере сгорания; $F_{кр}$ – 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 высотным щелевым соплом, может быть определена

– для $k = 1,2$

$$\Delta \bar{P} = (P_H(p_a = p_H) - P_H(p_a = 0,02 \text{ МПа})) / P_H(p_a = 0,02 \text{ МПа});$$

– для $k = 1,15$

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

Результаты вычислений высотных характеристик этих двигателей представлены на рис. 5 (кривая 1 – сопло с $p_a = 0,02$ МПа, кривая 2 – сопло с $p_a = 0,005$ МПа, кривая 3 – сопло с $p_a = 0,06$ МПа). Расчеты показывают, что в сопле с кольцевой щелью, расположенном в сечении

с давлением $p_{щ} = 0,06$ МПа, и с давлением на срезе $p_a = 0,01$ МПа по сравнению с гладким соплом с давлением на срезе $p_a = 0,02$ МПа выигрыш тяги при одинаковых условиях может составить на Земле до 8 %, в космосе – 3,65 % (рис. 5, а). В этом же щелевом сопле по сравнению с гладким соплом с давлением на срезе $p_a = 0,06$ МПа выигрыш тяги может составить в космосе 7–9 % (рис. 5, б).

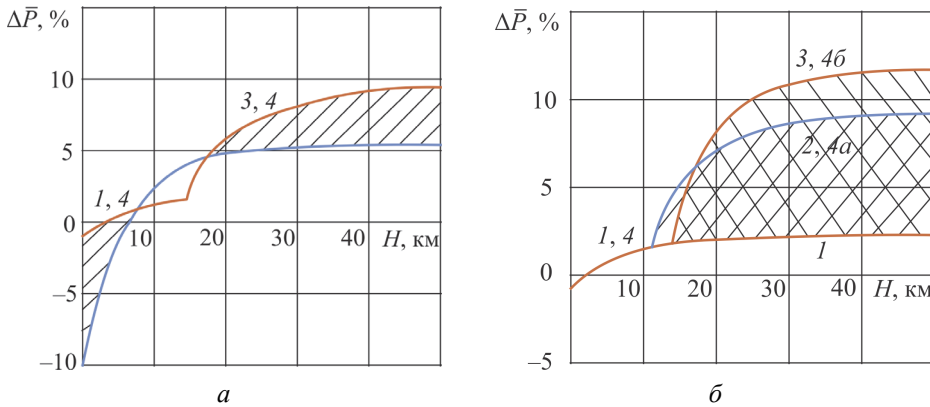


Рис. 5. Высотные характеристики щелевого сопла

Положительный прирост тяги, создаваемый щелевым соплом, начнется с момента, когда скачок уплотнения выйдет на переднюю кромку щели, и будет наблюдаться до тех пор, пока давление потока газа в сечении, где расположена кольцевая щель, не станет больше давления окружающей среды. Для определения диапазона изменения давлений в камере, при котором наблюдается прирост тяги, необходимо знать момент начала отрыва потока от кромки щели, когда система скачков уплотнения с кромки щели начинает уходить вглубь сопла, т.е. предельную степень перерасширения [1]. Поскольку диаметр (площадь) сечения, где расположена кольцевая щель, известен, то давление в камере, при котором скачок уплотнения будет находиться на кромке кольцевой щели, приближенно можно определить из уравнения

$$P_0 = 0,713P_H/\pi(\lambda_1)^{0,833},$$

где $\pi(\lambda_1)$ определяется через $q(\lambda_1) = F_{кр}/F_1$ по таблицам газодинамических функций, а давление в камере, при котором прирост тяги переменит свой знак, найдется из уравнения $P_0 = P_H/\pi(\lambda_1)$.

Следует заметить, что щелевое сопло принципиально отличается от эжекторного сопла. Так, у эжекторного сопла во входной части (в смесительной камере) специально создается разрежение основным потоком, без которого немыслима эжекция газа. Тогда как у щелевого высотного сопла на нерасчетных режимах его работы снимается перерасширение газа путем передачи атмосферного давления внутрь сопла через кольцевую щель, в результате чего улучшаются тяговые характеристики сопла [5].

Для расчета тяговых характеристик щелевого сопла 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 [6, 7].

Коэффициент ламинарной вязкости рассчитывается по формуле Сазерленда:

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

В расчетах принималось $\mu_0 = 0,0000175$ с·Па; $C = 122$ К. Коэффициент теплопроводности k_t определяется по известному значению μ и числу Прандтля: $k_t = c_p \mu / Pr$, где $Pr = 0,72$; c_p – удельная теплоемкость при постоянном давлении.

Для численной аппроксимации конвективной (невязкой) части исходной системы уравнений применяется явная квазимонотонная 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 [6].

Для определения потоков через боковые грани ячейки (в точках Гаусса) решается задача о распаде произвольного разрыва (задача Римана), в которой используется либо точное [7], либо приближенное (по методу Roe) [8, 9] решение задачи Римана.

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 сверхзвукового потока, а на выходе – условия отсутствия отражения по μ_t и турбулентному числу Прандтля $k_t = c_p \mu_t / Pr_t$, где $Pr_t = 0,9$.

Численно рассчитываются течения газа в двух конических соплах, отличающихся друг от друга тем, что в одном из них в сверхзвуковой части организована узкая кольцевая щель. Полуугол раствора конической сверхзвуковой части – 12° , диаметр критического сечения – $0,01$ м, ширина щели – $0,001$ м. Щель расположена на расстоянии $0,06$ м от критического сечения, газовая среда – воздух ($\gamma = 1,4$), температура газа на входе в сопло 293 К, давление окружающей среды $p_0 = 1,0125$ МПа, температура окружающего пространства 293 К. Проведена серия вычислительных экспериментов, в которых изменялось давление газа на входе в сопло p_K .

Расчетная сетка построена в областях внутри и снаружи сопла и в области струи, истекающей из сопла. Размер сеток 300×250 ячеек.

Условия высотности полета имитировались увеличением давления на входе в сопло. Для каждого значения давления на входе в сопло проводилось два расчета. В первом рассчитывалось вязкое турбулентное течение в гладком сопле, а во втором – в щелевом сопле. 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.

На рис. 6 показаны результаты расчетов локальных параметров (поле чисел Маха) щелевого сопла при $\bar{p}_a = 25$.

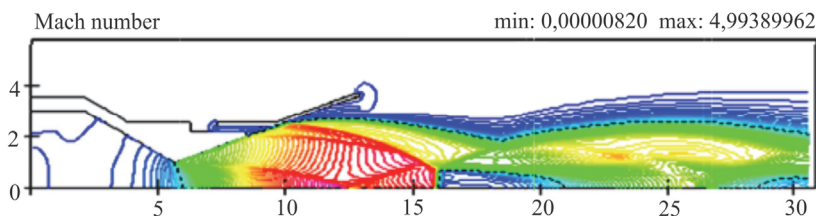


Рис. 6. Поле чисел Маха

Ниже приведены результаты расчетов выигрыша тяги за счет организации в сверхзвуковой части сопла кольцевой щели в зависимости от нерасчетности, где n – нерасчетность струи, $n = p_k/p_H$, p_k – давление на входе в сопло, p_H – атмосферное давление; $\Delta\bar{P} = (I_2 - I_1)/(100 \cdot I_1)$ – прирост тяги; I_1 – тяга гладкого конического сопла; I_2 – тяга щелевого конического сопла.

Результаты расчетов выигрыша тяги

n	15	20	25	30	35	40	45	50	60	70
$\Delta\bar{P}$, %	-0,035	0,44	1,87	2,7	4,5	1,6	0,96	0,9	0,55	0,42

Было также проведено численное моделирование турбулентного течения в конических соплах с двумя кольцевыми щелями. Рассматривалось коническое сопло с углом полураствора 20° и геометрической степенью расширения 12,96. Радиус критического сечения $r = 5$ мм. Общий контур сопла состоит из трех частей: контура № 1 (земное сопло), контура № 2 и контура № 3. Эти контуры соединены между собой так, что образуют в месте стыка первого и второго контура первую кольцевую щель, а в месте стыка второго и третьего контура – вторую щель. Первая кольцевая щель расположена в сверхзвуковой части на расстоянии 13,7374 мм от критического сечения, диаметр выходного сечения первого контура 20 мм. Толщина стенки на срезе первого и второго контура 1 мм, высота и первой и второй щели 1 мм. Диаметр выходного сечения второго контура 28 мм. Второй и третий контуры щелевого сопла имеют участки постоянной ширины (цилиндрические) и участки с постоянным наклоном контура в 20° (конические). Точка сопряжения цилиндрического и конического участков сопла располагается в разных сечениях таким образом, что второй и третий контуры являются продолжением образующей первого контура. Ниже приведены координаты всех трех контуров.

Координаты контура № 1 сопла с двумя щелями

X	0,0	1,0	2,04	2,16	3,6	5,04	5,64	5,76	5,86	6,26	6,76	7,76	8,507477
Y	3,0	3,0	3,0	2,96767	2,13626	1,30485	1,0	1,0	1,036397	1,181985	1,3639702	1,7279405	2,0

Координаты контура № 2 сопла с двумя щелями

X	7,30	7,76	8,76	9,10	9,5	9,607	9,76	10,23273	10,70546
Y	2,4	2,4	2,4	2,4	2,4	2,4	2,456	2,62794	2,8

Координаты контура № 3 сопла с двумя щелями

X	9,607	9,76	10,76	11,8045	12,0	12,76	12,9034
Y	3,2	3,2	3,2	3,2	3,2712	3,5478	3,6

Расчетная сетка имеет размеры 300×250 ячеек. Численное моделирование проводилось при разных значениях нерасчетности истечения струи из сопла, которое моделировалось изменением давления в камере: 15, 20, 25, 30, 35, 40, 45, 50, 60, 80, 100, 150 атм при нормальных условиях в окружающей среде.

На рис. 7, 8 приведены результаты расчетов течения в коническом сопле с двумя щелями при давлении в камере 30 и 150 атм соответственно. Здесь контуры насадков за каждой щелью являются продолжением контура круглого сопла.

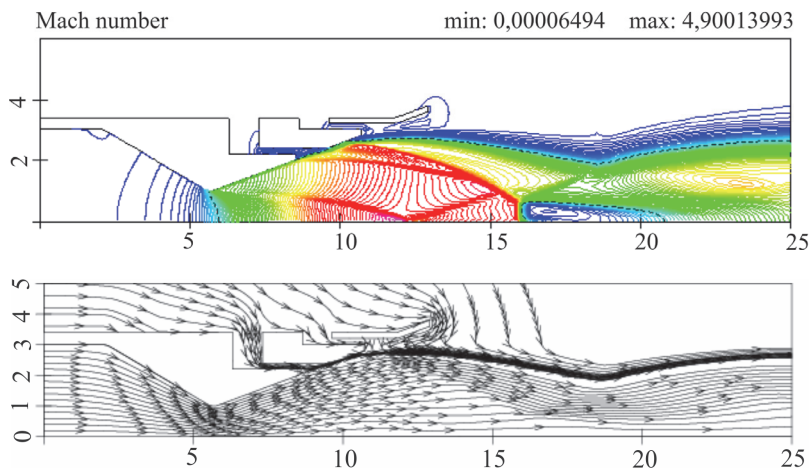


Рис. 7. Изолинии числа Маха и линии тока при $p_k = 30$ атм

В первом случае отрыв происходит практически на втором контуре (см. рис. 7). Во втором случае можно наблюдать утечки газа, истекающего из сопла во внешнюю атмосферу через кольцевые щели (см. рис. 8).

Результаты расчетов интегральных параметров конического сопла с двумя щелями при различных давлениях в камере приведены в таблице. Результаты данных расчетов для конических сопел с двумя щелями представлены ниже.

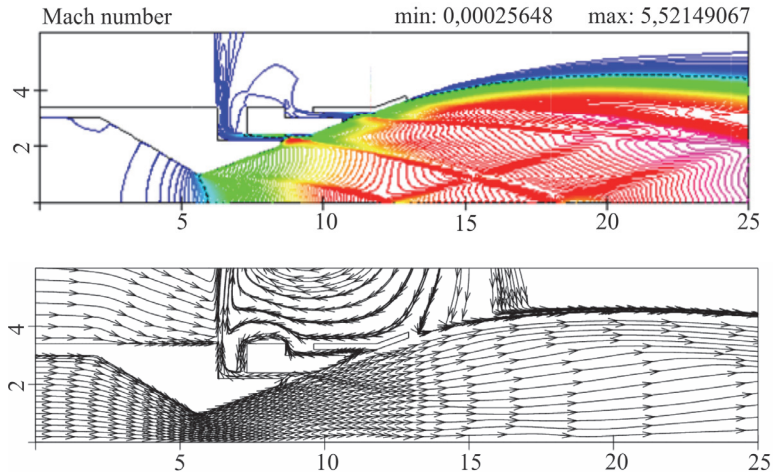


Рис. 8. Изолинии числа Маха и линии тока при $p_k = 150$ атм

Интегральные параметры щелевого сопла

№ п/п	Давление в камере p_H , атм	Расход G , кг/с	Импульс по срезу $I_{ср}$, Н	Расход через щель $G_{щ1}$, кг/с	Расход через щель $G_{щ2}$, кг/с	$G_{щ1}/G$, %	$G_{щ2}/G$, %
1	15	0,2712	140,2	0,003072	0,00284	1,114	1,03
2	20	0,362	198,08	0,005316	0,00294136	1,43	0,796
3	25	0,4538	254,49	0,0077	0,0031233	1,664	0,67495
4	30	0,54366	307,78	0,0058543	0,00385	1,0593	0,6965
5	35	0,6340	364,05	0,0036710	0,004429	0,57192	0,69
6	40	0,7269	423,3	0,0017773	0,005108	0,2428	0,6978
7	45	0,816	481,45	-0,0000149	0,007106	-0,0018	0,725
8	50	0,905	540,34	-0,001682	0,01	-0,1846	0,7797
9	60	1,09	655,26	-0,003683	0,0072	-0,337	0,919
10	80	1,4523	884,44	-0,00546	0,0021	-0,377	0,497
11	100	1,81	1127,8	-0,0067	-0,00651	-0,371	0,116
12	150	2,721	1728,9	-0,01573	-0,0020301	-0,578	-0,0746

Результаты расчетов прироста тяги для конического сопла с двумя щелями при различных давлениях в камере

Давление p , атм	15	20	25	30	35	40	45	50	60	80	100	150
Прирост тяги, %	3,28	4,99	4,77	2,39	2,9	3,05	2,74	2,51	1,49	-0,76	-1,08	-1,71

Из таблицы видно, что при повышении давления в камере до 40 атм имеет место подсос атмосферного давления, а начиная с 45 атм через

первую щель происходит утечка газа, а через вторую щель – подсос атмосферного воздуха.

Результаты расчета показывают, что прирост тяги по сравнению с гладким коническим соплом достигает 5 %, а кривая зависимости прироста импульса от давления в камере имеет характерный вид с двумя максимумами.

На основе проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

В статье предложен способ существенного повышения эффективности работы сопла в земных условиях путем снятия перерасширения за счет перепуска внутрь сопла атмосферного воздуха через кольцевую щель, расположенную в сверхзвуковой его части.

Показано, что для ракетных двигателей, работающих в широком диапазоне изменения внешнего давления, целесообразно применение щелевого сопла с расчетной высотностью $p_a = 0,005 \dots 0,01$ МПа. При этом щель следует располагать в сечении с давлением на стенке $p_{щ} = 0,06 \dots 0,07$ МПа.

Результаты расчетов течения газового потока в щелевом сопле без учета влияния внешнего потока на его работу показали, что организация кольцевой щели улучшает тяговые характеристики при его работе на режимах перерасширения за счет направленного раннего отрыва потока внутри сопла.

Библиографический список

1. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей / А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В.Д. Курпатенков [и др.]. – М.: Высшая школа, 1993. – 725 с.
2. 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.
3. Семенов В.В., Талалаев А.А. Оценка эффективности ракетного двигателя при использовании выходного устройства с высотной компенсацией // Авиакосмическая техника и технология. – 2007. – № 2.
4. 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.

5. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1976. – 888 с.

6. 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.

7. 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.

8. Roe P.L. Approximate Riemann solvers, parameter vectors and difference schemes // Journal of Computational Physics. – 1981. – Vol. 43. – P. 357–372.

9. Глушко Г.С., Иванов И.Э., Крюков И.А. Расчет сверхзвуковых турбулентных течений / Ин-т проблем механики РАН. – М., 2000. – 36 с. – Препринт № 793.

References

1. Vasilev A.P., Kudryavtsev V.M., Kurpatenkov V.D. [et al.]. Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley [Fundamentals and design of liquid rocket engines]. Moscow: Vysshaya shkola, 1993. 725 p.

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

3. Semenov V.V., Talalaev A.A. Otsenka effektivnosti raketnogo dvigatelya pri ispolzovanii vykhodnogo ustroystva s vysotnoy kompensatsiyey [Estimation of efficiency of the rocket engine exhaust system with altitude compensation]. *Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2007, no. 2.

4. Semenov V.V., Ivanov I.E., Kryukov I.A., Fedorov V.V., Starikov V.K. Analiz vozmozhnostey povysheniya tyagovooruzhennosti dvigatelya 14D21 za schet ispolzovaniya sopol s reguliruemoy vysotnostyu [Improvement of thrust-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.

5. Abramovich G.N. Prikladnaya gazovaya dinamika [Applied gas dynamics]. Moscow: Nauka, 1976. 888 p.

6. Ivanov I.E., Kryukov I.A. Kvizimonotonnyy 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.

7. 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.

8. Roe P.L. Approximate Riemann solvers, parameter vectors and difference schemes. *Journal of Computational Physics*, 1981, vol. 43, pp. 357-372.

9. Glushko G.S., Ivanov I.E., Kryukov I.A. Raschet sverkhzvukovykh turbulentnykh techeniy [Calculation of supersonic turbulent flows]. Moscow: Institut problem mekhaniki Rossiyskoy akademii nauk, 2000. 36 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: 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 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

Vasily V. Semenov (Moscow, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Rocket Engines, Moscow Aviation Institute (National Research University) (4, Volokolamskoe shosse, 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 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 16.01.2015