

УДК 629.764

М. А. Карташева, кандидат технических наук, Южно-Уральский государственный университет (Национальный исследовательский университет), Челябинск

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С КОЛЬЦЕВЫМИ СОПЛАМИ ВНЕШНЕГО РАСШИРЕНИЯ

Рассмотрены вопросы проектирования твердотопливных ракет-носителей с кольцевыми соплами внешнего расширения. В результате проведенных исследований спроектирована ракета-носитель с кольцевыми соплами внешнего расширения, имеющая дальность полета большую, чем ракета-носитель с соплами Лавалья, что дает возможность рассматривать предлагаемое проектное решение как перспективное.

Ключевые слова: проектирование твердотопливных ракет-носителей, кольцевое сопло внешнего расширения.

Важным этапом развития ракетной техники является поиск альтернативных двигательных установок, имеющих малые размеры, достаточно высокие тяговые характеристики и небольшие потери удельного импульса тяги при работе, что позволяет значительно улучшить характеристики ракет-носителей (дальность полета либо массу полезной нагрузки).

Традиционно используемое в реактивных двигателях сопло Лавалья, являющееся в настоящее время одним из надежнейших средств обеспечения высоких тяговых характеристик ДУ, в значительной мере исчерпало свои возможности и в ряде случаев не соответствует требованиям, предъявляемым к сопловому блоку высокоэффективной ДУ. Прежде всего требованиям, связанным с обеспечением высокой эффективности работы сопла на нерасчетных режимах работы, наличием возможности регулирования тяговых и расходных характеристик сопла, возможностью интегрироваться в конструкцию летательного аппарата, существенно улучшая при этом его тактико-технические характеристики.

Одной из конструкций, отвечающей предъявляемым требованиям к современным двигательным установкам, является кольцевое сопло. Кольцевое сопло представляет собой осесимметричное газодинамическое устройство, предназначенное для создания тяги ДУ, состоящее в общем случае из центрального тела и внешней обечайки [1] и имеющее кольцевое минимальное сечение, плоскость которого составляет некоторый угол с направлением оси сопла. В настоящей статье рассмотрен вариант кольцевого сопла внешнего расширения, имеющего предельно укороченное центральное тело [2, 3], принципиальная схема которого представлена на рис. 1.

Целью исследований является проектирование ракеты-носителя с кольцевыми соплами внешнего расширения с предельно укороченным центральным телом. Важной частью работы является поиск оптимального распределения масс топлива для достижения максимальной эффективности ракеты.

Для оценки эффективности применения кольцевых сопел внешнего расширения проведено проектирование твердотопливных ракет-носителей с со-

плами Лавалья и кольцевыми соплами внешнего расширения.

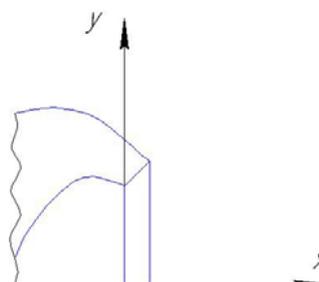


Рис. 1. Схема кольцевого сопла с предельно укороченным центральным телом

В качестве методики проектирования выбрана методика приближенного баллистического проектирования ракет-носителей, используемая при разработке тактико-технических требований к ракетно-космической технике, при предэскизном проектировании, а также при проведении поисковых проектных исследований с целью сравнительной оценки свойств ракетно-космических систем [4]. Методика была модернизирована в части эмпирических зависимостей и проектных коэффициентов в соответствии с тактико-техническими данными ракет-носителей, приведенными в работе [5].

Для того чтобы провести оценку эффективности твердотопливной ракеты-носителя с кольцевыми соплами, был спроектирован вариант трехступенчатой модельной ракеты-носителя с соплами Лавалья. Решена обратная задача баллистического проектирования при следующих исходных данных:

- масса полезной нагрузки $m_{п.н} = 1300$ кг;
- стартовая масса ракеты $m_{01} = 40000$ кг;
- топливо – вариант смесового металлизированного твердого топлива (перхлорат аммония ≈ 68 %, полиуретан ≈ 17 % и алюминий ≈ 15 %) принят в соответствии с работой [6].

Основные характеристики ракетного топлива: стандартный расчетный удельный импульс $J_{уд.ст}^p = 2460$ м/с; газовая постоянная $R_{ст} = 290$ Дж/кг · град;

показатель адиабаты $k_{ст} = 1,16$; температура горения $T_{ст} = 3300$ К; плотность топлива $\rho_t = 1800$ кг/м³; скорость горения топлива $u_{гi} = 5,75 p_{ki}^{0,40}$ мм/с.

В качестве материалов для изготовления двигателей выбраны: конструкционный стеклопластик для корпуса с пределом прочности $\sigma_b = 1100$ МПа и плотностью $\rho_m = 2050$ кг/м³; титановый сплав для конструкции сопла плотностью $\rho_c = 4700$ кг/м³; для защиты от тепловых воздействий теплозащитное покрытие на основе совмещенного связующего с $\rho_{тз.п} = 1600$ кг/м³; для бронирования заряда – покрытие на основе фенолоформальдегидной смолы высокой плотности $\rho_{бр} = 1300$ кг/м³.

Величины проектных параметров приняты следующими: давления в камерах сгорания двигателей первой, второй и третьей ступеней $p_{к1} = 12$ МПа, $p_{к2} = 10$ МПа и $p_{к3} = 9$ МПа соответственно; давление на срезах сопел двигателей первой, второй и третьей ступеней $p_{a1} = 0,06$ МПа, $p_{a2} = 0,015$ МПа и $p_{a3} = 0,008$ МПа соответственно.

Результаты расчета модельной ракеты-носителя с кольцевыми соплами приведены в табл. 1.

Таблица 1. Результаты расчета параметров ракеты с соплами Лаваля

Параметр	№ ступени		
	1	2	3
m_0 , кг	40000,0	12765,0	4073,6
$m_{рлтг}$, кг	26595,0	8487,1	2708,5
m_t , кг	24463,1	7491,2	2371,2
l_c , мм	1017	1079	1152
$l_{дв}$, мм	7145	2499	2864
$J_{уд}^0$, м/с	2603,8	–	–
$J_{уд}^\infty$, м/с	2894,1	3067,4	3083,3

Расчетная дальность полета ракеты составила $L = 9460$ км, общая длина ракеты-носителя составила $l_{р-н} = 13180$ мм, диаметр ракеты-носителя составил $d_{р-н} = 1800$ мм.

Применение кольцевого сопла с предельно укороченным центральным телом позволяет сократить длину сопловых блоков всех трех ступеней. Такое сокращение длин сопловых блоков, представляющее собой выигрыш в осевом габарите ракеты-носителя, может быть реализовано в виде двух принципиально различных проектных решений:

- сокращении длины ракеты-носителя, приводящем к уменьшению размеров пусковой установки (при старте ракеты из шахтной пусковой установки или контейнера),

- увеличении длин твердотопливных ракетных двигателей при сохранении осевого габарита ракеты-носителя и ее диаметра.

В первом случае полезным результатом является сокращение длины ракеты-носителя при сохранении

заданной стартовой массы, но при этом снижаются баллистические характеристики ракеты-носителя (дальность полета, масса полезной нагрузки) вследствие того, что потери удельного импульса тяги в кольцевых соплах превышают соответствующие потери в соплах Лаваля и снижается величина суммарного импульса тяги проектируемой ракеты-носителя.

Во втором случае увеличение длин твердотопливных ракетных двигателей позволяет существенно (до $\approx 10-15$ %) увеличить запасы твердого топлива на ракете-носителе и тем самым компенсировать возникающие потери суммарного импульса тяги, данный вариант позволяет разместить проектируемую ракету-носитель в уже имеющейся стартовой установке.

С целью определения эффективности применения кольцевых сопел в ракетно-космической технике проведено проектирование твердотопливной ракеты-носителя с кольцевыми соплами внешнего расширения с предельно укороченным центральным телом. Проектирование произведено в условиях заданных габаритов: диаметра и длины ракеты-носителя, одинаковыми с параметрами ракеты-носителя с соплами Лаваля.

Применение кольцевого сопла с предельно укороченным центральным телом позволило сократить длину сопловых блоков всех трех ступеней на 1378 мм, 1440 мм, 1333 мм для первой, второй и третьей ступеней соответственно.

Увеличение габаритов первой, второй, третьей ступеней привело к увеличению масс твердого ракетного топлива на 6309 кг, 6593 кг, 1526 кг, а также к связанному с этим увеличению массы конструкции твердотопливных ракетных двигателей на 644 кг, 672 кг и 156 кг соответственно. Общее приращение массы ракеты-носителя составило 15900 кг, стартовая масса ракеты-носителя составила $m_0 = 55900$ кг.

Величина потерь удельного импульса тяги кольцевых сопел с предельно укороченным центральным телом, определенная по результатам математического моделирования [1], принята большей, чем у сопел Лаваля, на 8 % (данная величина представляет собой максимальное значение потерь удельного импульса тяги для сопел рассматриваемого типа и позволяет получить оценку снизу величины дальности полета ракеты-носителя).

Одной из важнейших проблем при решении обратной задачи баллистического проектирования в рассматриваемом случае является распределение полученных добавочных масс твердого топлива по ступеням ракеты-носителя. Предварительные расчеты показали, что механическое добавление дополнительных масс, полученных для каждой ступени, на соответствующую ступень не является оптимальным проектным решением и снижает дальность полета ракеты-носителя.

Проведены численные параметрические исследования зависимости дальности полета от варианта распределения масс твердого топлива по ступеням ракеты-носителя. Результаты численных параметрических исследований представлены в табл. 2.

В результате проведенных исследований спроектирована ракета-носитель с кольцевыми соплами внешнего расширения, имеющая дальность полета большую (по минимальным оценкам) на ≈ 200 км, чем ракета с соплами Лавалья, что позволяет рассматривать предлагаемое проектное решение как перспективное, несмотря на большие затраты твердого ракетного топлива, что связано с возможностью использования ракет-носителей с кольцевыми соплами в условиях высокого давления внешней среды (например, при старте на маршевом двигателе из подводного положения с борта подводной лодки), где удельный импульс тяги кольцевого сопла будет выше, чем у сопла Лавалья.

Библиографические ссылки

1. *Карташев А. Л., Карташева М. А.* Математическое моделирование течений в кольцевых соплах : монография. – Челябинск : Издательский центр ЮУрГУ, 2011. – 158 с.

2. Gasdynamics of self-adjustable thruster with zero length central plug / E. M. Kalinin, V. I. Lapygin, R. M. Pushkin [et al.] // Proceedings of the Third European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, 24th–26th November 1998, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, ESA SP-426, December 1998. – Pp. 379–385.

3. *Мышенков В. И., Мышенков Е. В.* Численное моделирование течения из щелевого центростремительного сопла (сопла Знаменского) // Изв. РАН. МЖГ. – 1997. – № 5. – С. 119–131.

4. Проектирование и испытания баллистических ракет / под ред. В. И. Варфоломеева и М. И. Копытова. – М. : Воениздат, 1970. – 392 с.

5. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) : учебник для технических вузов / В. П. Мишин, В. К. Безвербый, Б. М. Панкратов [и др.] ; под ред. В. П. Мишина. – М. : Машиностроение, 1985. – 360 с.

6. *Павлюк Ю. С.* Баллистическое проектирование ракет : учеб. пособие для вузов. – Челябинск : Изд-во ЧГТУ, 1996. – 114 с.

M. A. Kartasheva, PhD in Engineering, South Ural State University (National Research University), Chelyabinsk

Designing of Solid Propellant Launcher with External Expansion's Annular Nozzles

The problems of designing of solid propellant launchers with external expansion's annular nozzles are considered. As result of the carried out research the launcher is designed with external expansion's annular nozzles having the distance of flight larger than the launcher with Laval's nozzles, that enables to consider the proposed project as a promising solution.

Keywords: designing of solid propellant launchers, external expansion's annular nozzle.

Получено 14.07.2014

УДК 623.4.01

В. Е. Пухарев, Ижевский государственный технический университет имени М. Т. Калашникова

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ АВТОМАТИКИ РУЖЬЯ МР-155

На основе математического моделирования исследована работа двигателя автоматики самозарядного охотничьего ружья МР-155, предложены и обоснованы конструктивные решения по его совершенствованию.

Ключевые слова: самозарядное ружье, двигатель автоматики, клапан.

Для обеспечения стабильной работы автоматики в конструкцию бокового газового двигателя (БГД) ружья МР-155 введен регулятор давления, работающий на принципе сброса газов из рабочей камеры (РК) БГД на мощных патронах.

Конструктивная схема БГД ружья МР-155 приведена на рис. 1.

При выстреле пороховые газы поступают в РК, создавая давление на рабочий поршень (РП), приводящий в движение подвижные части автоматики. Газы заполняют и канал сброса, образованный несколькими последовательно соединенными полостями, воздействуя на клапан. Когда сила давления газов, приложенная к клапану, превысит усилие пружины клапана, произойдет смещение клапана,

соединение канала сброса с атмосферой и сброс газа из РК. Согласно данным, приведенным в паспорте изделия, наличие регулятора давления позволяет обеспечить работоспособность ружья при применении патронов с массой дробового снаряда от 28 до 45 г. При применении патронов с иной массой снаряда предлагается с помощью регулировочной гайки изменять начальное поджатие пружины клапана, обеспечивая увеличение или уменьшение сброса.

Обеспечение эффективной работы такого внешне простого устройства является достаточно сложной задачей, что и подтвердило исследование, выполненное на основе моделирования процесса функционирования БГД ружья МР-155. Используемая математическая модель представляет собой систему