

doi: 10.17586/2226-1494-2023-23-4-836-842

УДК 621.45.053.4

Численное моделирование газодинамики при работе широкодиапазонного ракетного сопла с пористой вставкой

Михаил Владимирович Михайлов¹✉, Николай Васильевич Продан²,
Максим Евгеньевич Ренев³

^{1,2,3} Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, 190005, Российская Федерация

¹ mixailovmish@yandex.ru✉, <https://orcid.org/0009-0003-3840-203X>

² kolinti@mail.ru, <https://orcid.org/0000-0002-6383-039X>

³ renevme@mail.ru, <https://orcid.org/0000-0002-0583-0607>

Аннотация

Введение. При движении ракеты в плотных слоях атмосферы Земли классические сопла работают в режиме перерасширения реактивной струи. В этом режиме происходит частичное снижение величины удельного импульса. Вследствие этого увеличивается количество расходуемого ракетным двигателем топлива. Повышение эффективности работы сопел можно достигнуть использованием конструкций широкодиапазонных сопел. В этом случае замена сплошной стенки сопла на перфорированную позволяет компенсировать потери удельного импульса. В работе представлено исследование влияния пористой вставки на режимы работы сопла. **Метод.** Выполнено численное моделирование в пакете программ Ansys Fluent. На первом этапе исследования создана геометрическая модель расчетной зоны: двумерная модель сопла ракетного двигателя РД-107 и окружающая сопло область, в которой задана внешняя среда (воздушная атмосфера). Произведен расчет истечения продуктов сгорания через построенное сопло при различном давлении атмосферного воздуха. Классическое сопло заменено на сопло с пористой вставкой и проведен расчет при аналогичных значениях атмосферного давления. Выполнено сравнение значений удельного импульса, полученных при расчетах с классическим и пористым соплом. Определено количество топлива, сэкономленного при замене классического сопла на пористое с помощью определения разницы площадей, ограниченных кривыми на графике зависимости удельного импульса от рассматриваемой высоты над уровнем моря. **Основные результаты.** Результаты сравнения величин удельного импульса сопел с непроницаемой стенкой и пористой вставкой позволили сделать вывод, что до высоты 5,4 км удельный импульс сопла с перфорированной стенкой превышает значения удельного импульса классического сопла. Оценка эффективности применения газопроницаемой вставки в конструкции сопла при его работе в плотных слоях атмосферы Земли показала, что с началом работы на высоте 0 км над уровнем моря и до высоты, на которой сопло работает в расчетном режиме, величина компенсируемого удельного импульса составляет 2,2%. **Обсуждение.** Результаты исследования могут быть применены при конструировании сопловых устройств современных ракетных двигателей, работающих в плотных слоях атмосферы.

Ключевые слова

численное моделирование, ракетный двигатель, широкодиапазонные сопла, пористая вставка, режим перерасширения

Благодарности

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в ходе реализации проекта «Создание опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ракет-носителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего», № FZWF-2020-0015.

Ссылка для цитирования: Михайлов М.В., Продан Н.В., Ренев М.Е. Численное моделирование газодинамики при работе широкодиапазонного ракетного сопла с пористой вставкой // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2023. Т. 23, № 4. С. 836–842. doi: 10.17586/2226-1494-2023-23-4-836-842

© Михайлов М.В., Продан Н.В., Ренев М.Е., 2023

Numerical simulation of gas dynamics during operation of a wide-range rocket nozzle with a porous insert

Mikhail V. Mikhailov¹✉, Nikolai V. Prodan², Maxim E. Renev³

^{1,2,3} Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov, Saint Petersburg, 190005, Russian Federation

¹ mixailovmish@yandex.ru✉, <https://orcid.org/0009-0003-3840-203X>

² kolinti@mail.ru, <https://orcid.org/0000-0002-6383-039X>

³ renevme@mail.ru, <https://orcid.org/0000-0002-0583-0607>

Abstract

When the rocket moves in the dense layers of the Earth’s atmosphere, classical nozzles operate in the jet overexpansion mode. In this mode, there is a partial decrease in the magnitude of the specific impulse. As a result, the amount of fuel consumed by the rocket engine increases. An increase in the efficiency of nozzle operation can be achieved by using designs of wide-range nozzles, in which case the replacement of a solid nozzle wall with a perforated one makes it possible to compensate for the loss of specific impulse. The paper presents a study of the effect of a porous insert on the operating modes of the nozzle. Numerical simulation was performed in the Ansys Fluent software package. At the first stage of the study, a geometric model of the computational zone is created which includes a two-dimensional model of the RD-107 rocket engine nozzle and a computational domain that simulates the external environment (air atmosphere). The calculation of the outflow of combustion products through the constructed nozzle at different pressures of atmospheric air is carried out. In the future, the classical nozzle is replaced by a nozzle with a porous insert, and the calculation is carried out at the same values of atmospheric pressure. The values of the specific impulse obtained in calculations with a classical and porous nozzle are compared. The amount of fuel saved when replacing a classic nozzle with a porous one is determined by the difference in the areas bounded by the curves on the plot of specific impulse versus the considered height above the Earth’s surface. Comparison of the values of the specific impulse of nozzles with an impenetrable wall and a porous insert made it possible to conclude that up to a height of 5.4 km the specific impulse of the nozzle with a perforated wall exceeds the values of the specific impulse of the classical nozzle. Evaluation of the effectiveness of the use of a gas-permeable insert in the nozzle design when the nozzle operates in dense layers of the Earth’s atmosphere showed that with the start of operation at a height of 0 km above sea level and up to the height at which the nozzle operates in the design mode – the value of the compensated specific impulse is 2.2 %. The results of the study can be applied in the design of nozzle devices of modern rocket engines operating in dense layers of the atmosphere.

Keywords

numerical simulation, rocket engine, wide-range nozzles, porous insert, overexpansion mode

Acknowledgements

The work was carried out with the financial support of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation during the implementation of the project “Creation of advanced scientific and technical groundwork in the development of advanced technologies of small gas turbine, rocket and combined engines of ultralight launch vehicles, small spacecraft and unmanned aircraft, ensuring the priority positions of Russian companies in the emerging global markets of the future”, no. FZWF-2020-0015.

For citation: Mikhailov M.V., Prodan N.V., Renev M.E. Numerical simulation of gas dynamics during operation of a wide-range rocket nozzle with a porous insert. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*, 2023, vol. 23, no. 4, pp. 836–842 (in Russian). doi: 10.17586/2226-1494-2023-23-4-836-842

Введение

В настоящее время в области конструирования ракетных двигателей актуальным является вопрос создания широкодиапазонных и авторегулируемых сопловых устройств. Часто сопла ракетных двигателей в плотных слоях атмосферы работают в режиме перерасширения, далее наступает непродолжительный этап полета, когда сопло работает в расчетном режиме. Показатель нерасчетности работы сопла для определенной высоты полета задается на этапе проектирования, так как зависит от давления рабочего тела в выходном сечении сопла и от давления окружающей среды. При работе сопла в режиме перерасширения сопловые газы в выходном сечении расширяются до давления, меньшего чем атмосферное. Из-за этого от сечения, в котором газ расширился до давления в атмосфере, и до выходного сечения — происходит потеря тяги сопла. Возможность авторегулирования давления на срезе сопла, во время полета ракеты в плотных слоях атмосферы, позволила

бы до определенной высоты поддерживать расчетный режим работы.

Создание регулируемого соплового устройства возможно несколькими методами, одним из них является применение в конструкции сверхзвуковой части сопла — отверстий (щелей) [1]. В таком случае связь рабочего тела с атмосферным воздухом в сопле будет реализована через отверстия в стенках сопла. Сквозь щели внешнее давление воздействует на сопловые газы, ограничивая перерасширение потока. При прохождении первого участка траектории первая щель закрывается и поток расширяется до следующего сечения, в котором давление потока совпадает с внешним давлением. Щелевые сопла имеют высотные характеристики, близко прилегающие к идеально регулируемому соплу [2].

В работах [3, 4] проведена оценка эффективности работы двигателя первой ступени ракеты-носителя с двумя различными вариантами степени расширения сопла. Давление на срезе варьировалось в диапазоне 10–5 кПа. Степень расширения при этом изменялась

посредством установки в сверхзвуковой части двух кольцевых щелей. В результате численного расчета и проведенных огневых испытаний на участке с давлением сопловых газов меньше атмосферного организованы щели в контуре сопла. Полученный результат оказывает существенное влияние на прирост тяги двигателя и способствует организации направленного раннего отрыва потока внутри сопла. По сравнению с гладким коническим соплом прирост тяги достиг 5–8 %.

Наряду со щелевыми отверстиями активно исследовано применение газопроницаемых пористых материалов в конструкции сопловых устройств и различных аэродинамических профилей. В работах [5–7] приведены результаты исследования обтекания цилиндра с газопроницаемой пористой вставкой, установленной на торце цилиндра. При малых скоростях течения коэффициент инерционных потерь уменьшился на порядок, но при этом, значительно повысился коэффициент сопротивления трения на переднем участке пористой вставки. Данное наблюдение иллюстрирует одну из возможных проблем, которая может возникнуть при установке пористой вставки в конструкции сопел ракетных двигателей, так как при работе сопла — температура на стенках может достигать 2000–3000 К. В качестве материалов для изготовления пористой структуры возможно использование жаропрочных сплавов, либо композитных материалов из углерода¹. В случае применения углеродистых материалов необходимо обеспечивать антиокислительную защиту. В работе [8] описан результат проведения огневых испытаний обтекания топливно-окислительной смесью образцов углерод-углеродного боросилицированного материала при температуре 2400 К. После проведения испытания образец материала не подвергся эрозии.

В работе [9] вставка из пористо-ячеистого материала установлена на внешнюю поверхность центрального тела клино-воздушного ракетного двигателя. В результате численного моделирования, при условиях, соответствующих земной атмосфере на уровне моря, выявлено, что из-за появления газопроницаемой структуры, процесс отрыва потока со стенки центрального тела изменился значительно. При этом перераспределение давления по поверхности центрального тела привело к увеличению тяги двигателя на 8 % по сравнению тем же соплом, но без пористой вставки.

В настоящей работе исследована возможность авторегулируемости значения удельного импульса сопла, работающего в плотных слоях атмосферы. Приведена оценка компенсации потерь удельного импульса классического сопла двигателя РД-107 при замене сплошной стенки сопла на перфорированную. Представлены результаты численного моделирования истечения реактивной струи для классического и пористого сопел, позволяющие оценить эффективность использования газопроницаемых материалов при работе ракетного сопла.

¹ Углерод-углеродные композиционные материалы. Описание свойств и возможностей применения в авиационной технике [Электронный ресурс]. URL: https://bstudy.net/810004/tehnika/uglerod_uglerodnye_kompozitsionnye_materialy?ysclid=lfibz5ps4n321303151 (дата обращения: 13.03.2023).

Постановка задачи

Жидкостный ракетный двигатель РД-107² используется на первых ступенях ракет-носителей «Союз-ФГ» и «Союз-2». Выбор данного двигателя для проведения численного моделирования связан с тем, что для него известны параметры работы и геометрия соплового устройства. Геометрическая модель расчетной области представлена на рис. 1.

Границы расчетной области определены для 5 калибров по высоте и 10 — по длине. За значение калибра выбран радиус выходного сечения сопла, чтобы снизить влияние граничных условий на процесс истечения газа из сопла. Задача моделирования двумерная и осесимметричная.

На первом этапе выполнено численное моделирование с применением классического сопла и определены точки с давлением, соответствующим внешней среде. Численное моделирование проведено для 5 высот с шагом 1,5 км и началом работы на высоте 0 км. Крайней является высота, на которой сопло работает в расчетном режиме. После определения искомых точек классическое сопло было заменено на пористое. При этом пористая вставка закрывалась сплошной стенкой по мере увеличения рассматриваемой высоты.

Учет спутного потока воздуха, натекающего на внешнюю стенку сопла и имитирующего движение ракеты, не проводился. Отметим, что не было исследовано взаимодействие сопел при многосопловой компоновке. Причиной отказа от включения в решение задачи спутного потока является то, что выполненная серия расчетов позволяет исследовать взаимодействие потока с перфорированной стенкой независимо от того, с какой скоростью может двигаться ракета-носитель в атмосфере и на какой конкретно ракете оно установлено.

Расчетная модель

В качестве уравнений движения в математической модели использованы уравнения Навье-Стокса —

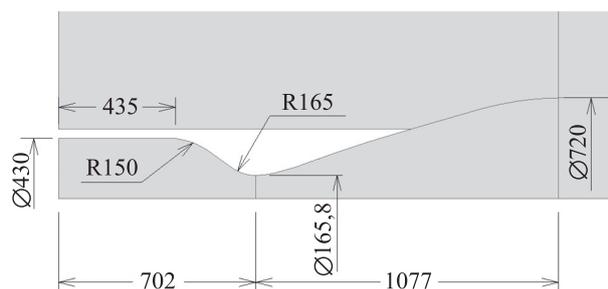


Рис. 1. Геометрическая модель сопла РД-107.

Размеры указаны в мм

Fig. 1. Geometric model of the RD-107 nozzle (dimensions are in mm)

² Схема, устройство и некоторые параметры ракетного двигателя РД-107 [Электронный ресурс]. URL: <http://www.lpre.de/energomash/RD-107/index.htm> (дата обращения: 16.03.2023).

осредненные по Рейнольдсу и замкнутые моделью турбулентности Shear Stress Transport (SST) $k-\omega$, которая применима для расчетов сверхзвуковых струйных течений [10]. Данная модель является более точной и надежной по сравнению с обычной $k-\omega$. Решатель выбран на основе давления [11].

Параметры, задаваемые на входе в сопло, соответствовали параметрам в реальном двигателе: полному давлению — 5850 кПа и температуре — 3520 К. В качестве рабочего тела использованы продукты сгорания после реакции сгорания керосина Т-1 и жидкого кислорода. Внешняя среда — воздушная атмосфера. Газовый поток реализован с помощью подключения модели газовой смеси (Species Transport). Через входное сечение в сопло подавалась газовая смесь, состоящая из H_2O и CO_2 , при этом внешняя среда представляет собой воздух, состоящий преимущественно из N_2 и O_2 . Количество компонента задано массовой долей в смеси.

Свойства смеси определялись составом с использованием закона смешивания. Теплопроводность, диффузия и вязкость изменялись по закону смешивания идеальных газов. Согласно данной модели — происходит усреднение свойств среды отдельно для каждого компонента с учетом их массовых долей. Плотность компонентов смеси изменялась по закону совершенного газа.

Модель пористого тела. Для исследования несжимаемого течения в пористой среде использовано уравнение Дарси [12]:

$$\nabla p = K_1 \mu v_{vol},$$

где ∇p — градиент давления, под действием которого газ движется внутри поры; μ — динамическая вязкость газа; K_1 — коэффициент вязкостного сопротивления пористой среды. Приведенная скорость v_{vol} (рассчитана по объемному расходу газа сквозь пористое тело) связана со скоростью в порах v соотношением:

$$v_{vol} = \gamma_{пор} v,$$

где $\gamma_{пор}$ — коэффициент пористости, определяемый как отношение объема, занятого газом к общему объему:

$$\gamma_{пор} = \Omega_f / (\Omega_f + \Omega_s),$$

где $\Omega_f + \Omega_s$ — объем, занятый пористым телом; Ω_f и Ω_s — объемы, занятые газом и материалом пор в пористом теле. В уравнении Дарси перепад давления вдоль пористого канала линейно зависит от скорости потока.

Пористая среда в программе Ansys Fluent реализована включением функции «Porous zone». В этом случае участки стенки с отверстиями заданы проницаемыми областями, через которые газ с большим давлением (воздушная среда) проникает в область с меньшим давлением (продукты сгорания). Для определения параметров пористой вставки в Ansys Fluent, введен коэффициент вязкостного сопротивления газовой среды. Значение коэффициента определено по результатам серии численных расчетов в Ansys Fluent, при этом коэффициент варьировался. Выбранное значение ко-

эффициента $1 \cdot 10^7 \text{ м}^{-2}$ получено из предположения, что газ из внешней среды, проходя через перфорированную стенку — на выходе из нее будет иметь скорость в два раза меньшую, чем при входе. При этом поры направляются параллельно оси сопла. Вдоль оси поперечного направления к оси сопла — значение коэффициента принято равным $1 \cdot 10^{11} \text{ м}^{-2}$.

Результаты численного моделирования

Расчет классического сопла. Для определения точек установки пористой вставки выполнен расчет классического сопла при изменяющемся атмосферном давлении. Сопло двигателя РД-107 в выходном сечении имеет значение давления — 0,039 МПа, при старте ракеты и некоторое время после — сопло работает в режиме перерасширения потока. Исходя из этого, при работе сопла на уровне моря определено сечение сопла, в котором давление потока совпадает с внешним давлением и с точкой установки первой пористой вставки. Остальные участки установки пористых вставок определены аналогичным образом для рассматриваемых высот.

По результатам численных расчетов установлены сечения сопла, в которых возможно организовать ранний отрыв потока от стенки. Рассмотренные высоты, значения атмосферного давления¹, а также значения тяги сопла для соответствующих высот в сопле с непроницаемой стенкой приведены в табл. 1.

Заметим, что на уровне моря пористая вставка полностью открыта. По мере увеличения высоты полета до 5,4 км — вставка закрывается и к моменту выхода сопла на расчетный режим полностью закрыта.

По результатам численного моделирования с истечением продуктов сгорания через классическое сопло с непроницаемой стенкой — до высоты 5,4 км сопло работает в режиме перерасширения. На высоте 5,4 км по всей длине стенки сопла в сверхзвуковой части, вплоть до выходного сечения — давление газа больше или соответствует давлению окружающей среды. Распределение статического давления (p) для двух случаев представлено на рис. 2.

Область, в которой установлена пористая вставка представляет собой объем, в который поступает воздух из внешней среды. Параметры воздуха при прохождении через объем изменяются, и воздух начинает взаимодействовать с потоком рабочего тела в сопле. По мере увеличения высоты, части проницаемых пористых вставок 1–4 закроются стенкой вплоть до высоты, на которой сопло работает в расчетном режиме. Области установок пористых вставок показаны на рис. 3.

Расчет сопла с пористой вставкой. При численном моделировании течения с установленной пористой вставкой — на высоте 0 км вставка полностью открыта. По мере увеличения высоты полета с шагом в 1,5 км пористая вставка постепенно закрывается и полностью непроницаема на высоте 5,4 км. Распределение скорости (u) в сопле представлено на рис. 4.

¹ ГОСТ 4401–81 Атмосфера стандартная. Параметры атмосферы. Введ. 01.07.83. М.: Изд-во стандартов, 1981. 181 с.

Таблица 1. Параметры в сопле с непроницаемой стенкой
Table 1. Parameters in a nozzle with an impermeable wall

Высота, км	Давление внешней среды, кПа	Расстояние от критического сечения до рассматриваемого сечения, мм	Тяга, кН	Удельный импульс, м/с
0	101	552,5	185	2497
1,5	85	606,3	192	2590
3,0	70	654,8	198	2669
4,5	58	733,4	203	2737
5,4	51	1077	207	2786

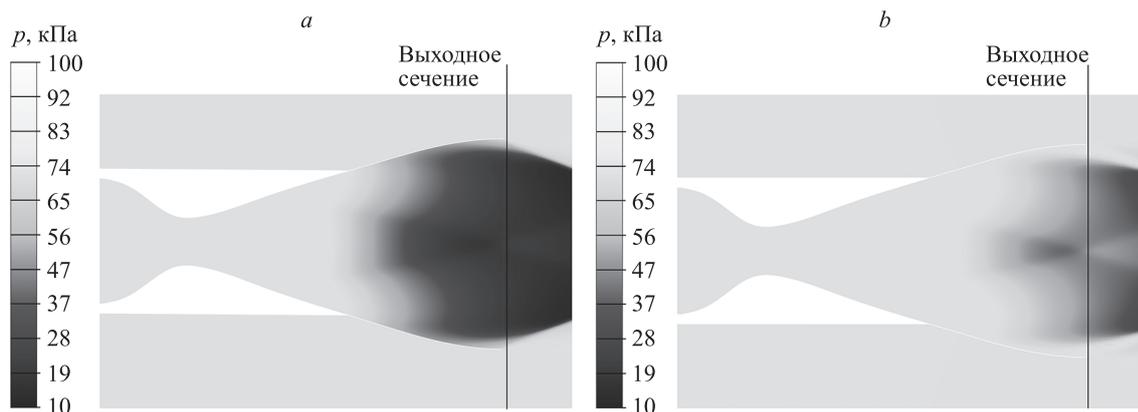


Рис. 2. Распределение статического давления в сопле с непроницаемой стенкой: 0 км (а) и 5,4 км (b)
Fig. 2. Distribution of static pressure in a nozzle with an impermeable wall: 0 km (a) and 5,4 km (b)

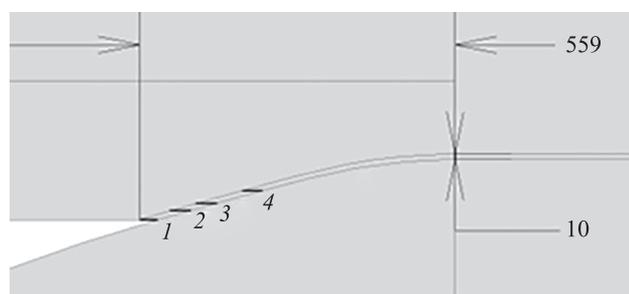


Рис. 3. Области установок пористых вставок, в зависимости от рассматриваемой высоты (размеры в мм): 1 — 0–1,5 км; 2 — 1,5–3 км; 3 — 3–4,5 км; 4 — 4,5–5,4 км

Fig. 3. Installation areas of the porous insert vs. the considered height (dimensions in mm): 1 — 0–1,5 km; 2 — 1,5–3 km; 3 — 3–4,5 km; 4 — 4,5–5,4 km

На высоте 0 км пористая вставка максимально компенсировала величину потерь удельного импульса сопла. По полученным результатам (рис. 4), видно, что сквозь вставку просачивается газ из внешней среды и воздействует на рабочее тело в сопле (рис. 4, а). Воздух способствует отрыву потока от стенки, тем самым ограничивая перерасширение потока. Когда вставка закрыта сплошной стенкой (рис. 4, б) — взаимодействие потока сопловых газов и внешней среды происходит за выходным сечением сопла.

Расход рабочего тела через двигатель без пористой вставки при истечении продуктов сгорания — 74 кг/с. В табл. 2 приведены значения основных параметров сопла, полученные в ходе численного моделирования. Изменение массового расхода через выходное сечение сопла зависит от количества проходящего через вставку атмосферного воздуха. На высоте 5,4 км газопроница-

Таблица 2. Параметры сопла с пористой вставкой
Table 2. Nozzle parameters with porous insert

Высота, км	Давление внешней среды, кПа	Массовый расход газа через выходное сечение с использованием пористой вставки, кг/с	Удельный импульс сопла, м/с		Отношение удельного импульса сопла со вставкой и без вставки, %
			без вставки	со вставкой	
0	101	118	2497	2603	4,2
1,5	85	109	2590	2674	3,2
3,0	70	104	2669	2715	1,7
4,5	58	92	2737	2753	0,6
5,4	51	74	2786	2784	0

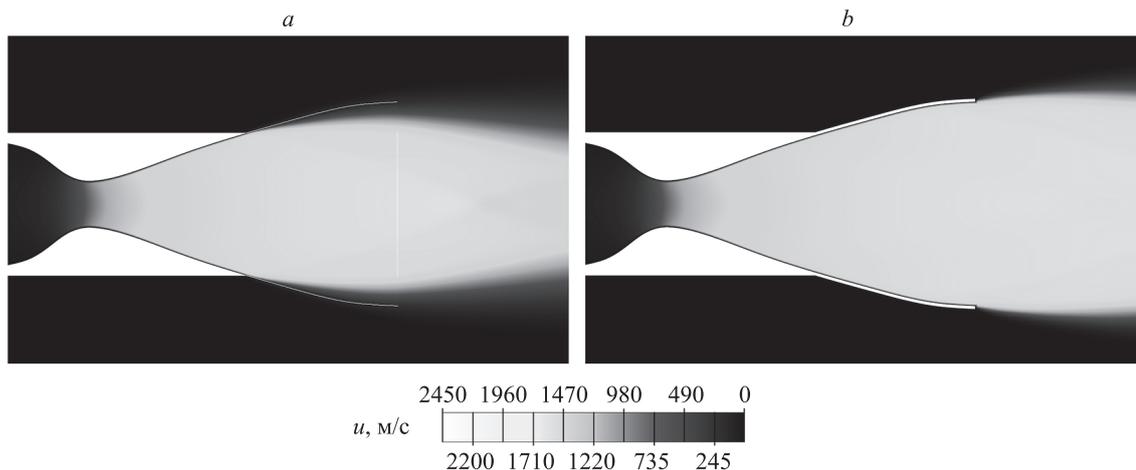


Рис. 4. Распределение скорости в сверхзвуковой части сопла с установленной пористой, газопроницаемой вставкой: 0 км (а) и 5,4 км (б)

Fig. 4. Velocity distribution in the supersonic part of the nozzle with a porous, gas-permeable insert: 0 km (a) and 5,4 km (b)

емая вставка полностью закрыта сплошной стенкой и расход в выходном сечении сопла зависит только от количества газа, подаваемого в камеру сгорания двигателя.

Исходя из результатов (табл. 2), заметно, что в сопле с пористой вставкой, при реализации режима перерасширения сопловых газов — компенсация потерь удельного импульса происходит в диапазоне 4,2–0 %. На рис. 5 приведен график зависимости удельного импульса (I) от высоты полета (H).

Расчетный режим работы сопла реализован на высоте 5,4 км. На больших высотах использование пористой вставки не позволило компенсировать потери удельного

импульса, так как точка, за которой давление потока меньше давления окружающей среды, находится за выходным сечением сопла и сопло работает в расчетном режиме. Разница площадей под кривыми на рис. 5 составила 2,2 %, что соответствует величине компенсируемого удельного импульса на всем рассматриваемом участке полета.

Заключение

Предложен метод, оптимальный для анализа эффективности использования пористой вставки в сопловом устройстве ракетного двигателя. Одним из результатов работы является выработка последовательных этапов численного моделирования.

Для определения области на стенке сопла, подходящей для установки газопроницаемой пористой вставки — на заданной высоте достаточно провести расчет истечения газа через сопло, работающее в режиме перерасширения. По результатам расчета получены значения статического давления сопловых газов на стенку сопла. Начиная с точки, где давление газов равно значению давления внешней среды, найден участок, на котором происходит снижение величины удельного импульса. Полученная координата — оптимальная точка для установки пористой вставки.

При работе сопла ракетного двигателя в режиме перерасширения возможно проведение численного моделирования с использованием пористой вставки, которая выравнивает окружающее давление и давление на участке внутренней стенки сопла с перерасширением газов. Такое сопло является авторегулируемым и позволяет снизить потери удельного импульса при условии, что пористая вставка закрывается непроницаемой стенкой в соответствии с изменяющимся атмосферным давлением.

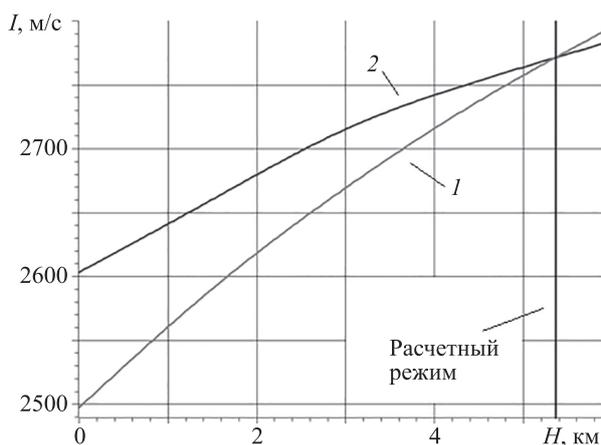


Рис. 5. Графики зависимостей удельных импульсов от высоты полета для непроницаемого сопла (кривая 1) и сопла с перфорированной стенкой (кривая 2)

Fig. 5. Graph of specific impulse versus flight altitude: 1 — tight nozzle specific impulse; 2 — perforated wall nozzle specific impulse

Литература

1. Семенов В.В., Иванов И.Э., Крюков И.А., Федоров В.В. Повышение эффективности ракетного двигателя второй ступени // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2015. № 43. С. 5–17. <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2015.43.01>
2. Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А. и др. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. В 2 кн. Кн. 1: учебник для авиац. спец. вузов / 4-е изд., перераб. и доп. М.: Высшая школа, 1993. 382 с.
3. Семенов В.В., Иванов И.Э., Крюков И.А. Регулирование высоты сопла с большой степенью расширения // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2015. № 40. С. 5–21. <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2015.40.01>
4. 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. 56–71. <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2016.46.03>
5. Кириловский С.В., Маслов А.А., Миронов С.Г., Поплавская Т.В. Применение скелетной модели высокопористого ячеистого материала для моделирования сверхзвукового обтекания цилиндра с передней газопроницаемой вставкой // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2018. № 3. С. 78–86. <https://doi.org/10.7868/S0568528118030088>
6. Maslov A.A., Mironov S.G., Poplavskaya T.V., Kirilovskiy S.V. Supersonic flow around a cylinder with a permeable high-porosity insert: experiment and numerical simulation // Journal of Fluid Mechanics. 2019. V. 867. P. 611–632. <https://doi.org/10.1017/jfm.2019.165>
7. Mironov S.G., Kirilovskiy S.V., Militsina T.S., Poplavskaya T.V., Tsyryulnikov I.S., Valiullin I.R. Effect of the structure of skeleton models of cellular materials on the drag of a cylinder with a frontal gas-permeable insert in a supersonic flow // Journal of Physics: Conference Series. 2019. V. 1404. N 1. P. 012032. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1404/1/012032>
8. Гуняев Г.М., Гофин М.Я. Углерод-углеродные композиционные материалы // Авиационные материалы и технологии. 2013. № 1S. С. 62–90.
9. Каун Ю.В., Чернышов М.В. Влияние газопроницаемых конструкционных материалов на тягу сопла внешнего расширения широкодиапазонного ракетного двигателя // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2022. № 4(124). С. 117–123. https://doi.org/10.53816/20753608_2022_4_117
10. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. М.: Дрофа, 2003. 840 с.
11. Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA Journal. 1994. V. 32. N 8. P. 1598–1605. <https://doi.org/10.2514/3.12149>
12. Запрягаев В.И., Кавун И.Н., Солотчин А.В. Структура течения при взаимодействии сверхзвуковой струи с пористой преградой // Прикладная механика и техническая физика. 2015. Т. 56. № 3. С. 73–81. <https://doi.org/10.15372/PMTF20150309>

Авторы

Михайлов Михаил Владимирович — младший научный сотрудник, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, 190005, Российская Федерация, <https://orcid.org/0009-0003-3840-203X>, mikhailovmish@yandex.ru

Продан Николай Васильевич — кандидат технических наук, старший научный сотрудник, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, 190005, Российская Федерация, [sc 56177927100](https://orcid.org/0000-0002-6383-039X), <https://orcid.org/0000-0002-6383-039X>, kolinti@mail.ru

Ренев Максим Евгеньевич — младший научный сотрудник, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, 190005, Российская Федерация, [sc 57211271545](https://orcid.org/0000-0002-0583-0607), <https://orcid.org/0000-0002-0583-0607>, renewme@mail.ru

References

1. Semenov V.V., Ivanov I.E., Kryukov I.A., Fedorov V.V. Improvement in the efficiency of a second stage rocket engine. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2015, no. 43, pp. 5–17. (in Russian). <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2015.43.01>
2. Vasilev A.P., Kudriavtsev V.M., Kuznetsov V.A. et al. *Fundamentals of the Theory and Calculation Of Liquid Rocket Engines. Vol. 2*. Moscow, Vysshaja Shkola Publ., 1993, 382 p. (in Russian)
3. Semenov V.V., Ivanov I.E., Kryukov I.A. Control of nozzle design altitude with high expansion ratio. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2015, no. 40, pp. 5–21. (in Russian). <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2015.40.01>
4. Semenov V.V., Ivanov I.E., Kryukov I.A. Dual bell slot nozzle of a rocket engine. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2016, no. 46, pp. 56–71. (in Russian). <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2016.46.03>
5. Kirilovskiy S.V., Maslov A.A., Mironov S.G., Poplavskaya T.V. Application of the skeleton model of a highly porous cellular material in modeling supersonic flow past a cylinder with a forward gas-permeable insert. *Fluid Dynamics*, 2018, vol. 53, no. 3, pp. 409–416. <https://doi.org/10.1134/s0015462818030102>
6. Maslov A.A., Mironov S.G., Poplavskaya T.V., Kirilovskiy S.V. Supersonic flow around a cylinder with a permeable high-porosity insert: experiment and numerical simulation. *Journal of Fluid Mechanics*, 2019, vol. 867, pp. 611–632. <https://doi.org/10.1017/jfm.2019.165>
7. Mironov S.G., Kirilovskiy S.V., Militsina T.S., Poplavskaya T.V., Tsyryulnikov I.S., Valiullin I.R. Effect of the structure of skeleton models of cellular materials on the drag of a cylinder with a frontal gas-permeable insert in a supersonic flow. *Journal of Physics: Conference Series*, 2019, vol. 1404, no. 1, pp. 012032. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1404/1/012032>
8. Gunyaev G.M., Gofin M.Ya. Carbon-carbon composite materials. *Aviation Materials and Technologies*, 2013, no. 1S, pp. 62–90. (in Russian)
9. Kaun Yu.V., Chernyshov M.V. Influence of gas permeable structural materials on the thrust of the external expansion nozzle of wide-range rocket engine. *Izvestiya Rossijskoj akademii raketnyh i artillerijskih nauk*, 2022, no. 4(124), pp. 117–123. (in Russian). https://doi.org/10.53816/20753608_2022_4_117
10. Loitcianskii L.G. *Mechanics of Liquid and Gas*. Moscow, Drofa Publ., 2003, 840 p. (in Russian)
11. Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, 1994, vol. 32, no. 8, pp. 1598–1605. <https://doi.org/10.2514/3.12149>
12. Zapryagaev V.I., Kavun I.N., Solotchin A.V. Flow structure formed due to interaction of a supersonic jet with a porous obstacle. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2015, vol. 56, no. 3, pp. 406–413. <https://doi.org/10.1134/s0021894415030098>

Authors

Mikhail V. Mikhailov — Junior Researcher, Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov, Saint Petersburg, 190005, Russian Federation, <https://orcid.org/0009-0003-3840-203X>, mikhailovmish@yandex.ru

Nikolai V. Prodan — PhD, Senior Researcher, Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov, Saint Petersburg, 190005, Russian Federation, [sc 56177927100](https://orcid.org/0000-0002-6383-039X), <https://orcid.org/0000-0002-6383-039X>, kolinti@mail.ru

Maxim E. Renev — Junior Researcher, Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov, Saint Petersburg, 190005, Russian Federation, [sc 57211271545](https://orcid.org/0000-0002-0583-0607), <https://orcid.org/0000-0002-0583-0607>, renewme@mail.ru