

УДК: 621.454.2

DOI: 10.53816/20753608_2022_4_117

**ВЛИЯНИЕ ГАЗОПРОНИЦАЕМЫХ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ
НА ТЯГУ СОПЛА ВНЕШНЕГО РАСШИРЕНИЯ
ШИРОКОДИАПАЗОННОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

**INFLUENCE OF GAS PERMEABLE STRUCTURAL MATERIALS
ON THE THRUST OF THE EXTERNAL EXPANSION NOZZLE
OF WIDE-RANGE ROCKET ENGINE**

По представлению чл.-корр. РАРАН О.А. Толтегина

Ю.В. Каун, М.В. Чернышов

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Yu. V. Kaun, M. V. Chernyshov

Представлен первичный численный анализ эффективности применения газопроницаемых материалов и покрытий для улучшения аэродинамических характеристик изделий ракетно-космической техники. Проведено численное моделирование течения газа по соплу широкодиапазонного ракетного двигателя (типа «аэроспи́ке») со сплошным или перфорированным центральным телом. Оценено влияние газопроницаемых структур, расположенных на боковой поверхности центрального тела, на развиваемую силу тяги, определены пути улучшения лётно-технических характеристик.

Ключевые слова: клиновоздушный ракетный двигатель, сопло внешнего расширения, газопроницаемые структуры, перфорированное центральное тело, сила тяги, аэродинамическое сопротивление.

A primary numerical analysis of the effectiveness of application of gas-permeable materials and coatings to improve the aerodynamic characteristics of rocket and space technology devices is presented. Numerical simulation of the gas flow through the nozzle of a wide-range («aerospike») rocket engine with a solid or perforated central body is obtained. The influence of gas-permeable structures located on the lateral surface of the central body on nozzle thrust force is estimated, ways of improving flight performance are determined.

Keywords: aerospike rocket engine, external expansion nozzle, gas-permeable structures, perforated central body, thrust force, aerodynamic drag.

Введение

Современные изделия ракетно-космической техники (РКТ) совершают полет в широком диапазоне высот (от земной поверхности до безвоздушного пространства) и соответствующих атмосферных давлений. Снижение расходов на производство, повыше-

ние надежности и упрощение конструкции могут быть обеспечены одноступенчатой схемой изделий РКТ.

При работе широкодиапазонных ракетных двигателей (ШРД) необходимо обеспечить стабильные тяговые характеристики в условиях, когда, в результате изменения атмосферного давления, режим истечения из сопла меняется

от недорасширенного (вблизи поверхности Земли) до сильноперерасширенного (при больших высотах полета). Недорасширение или перерасширение газов, истекающих из сопла, приводит к потерям импульса тяги, который максимален в условиях равенства давлений окружающей среды и истекающего потока (расчетный режим). При сильном перерасширении течения, кроме того, возникает отрыв потока от стенок сопла, образуются запирающие сопловые скачки уплотнения, что приводит к резкому ухудшению тяговых характеристик, потере стабильности работы двигательной установки и устойчивости полета.

Стабильно высокие значения тяговых характеристик в широком диапазоне высот полета поддерживаются с помощью клиновоздушного ракетного двигателя (КВРД) внешнего расширения (в англоязычной литературе — «aerospike»). Конструкция сопла КВРД позволяет при наборе высоты изменять давление истекающей струи в зависимости от атмосферного давления, в результате чего не только используется меньше топлива на низких высотах (на 25–30 %), но и на всех высотах достигается устойчивая сила тяги, близкая к оптимальной.

Добавочное расширение газового потока, истекающего из сопла КВРД, достигается в волне разрежения, падающей с внешней кромки сопла на центральное тело — ключевой элемент конструкции. Таким образом, наличие центрального тела придает соплу КВРД свойство авторегулируемости.

Перспективные конструкции КВРД с центральным телом исследуются за рубежом начиная с 1970–80-х годов, однако не получили широкого распространения из-за конструктивной сложности реализации. Современные технологические возможности позволили зарубежным и отечественным исследователям вновь обратиться к данной теме в начале третьего тысячелетия [1–3].

При газодинамическом конструировании КВРД необходимо максимально уменьшить добавочное аэродинамическое сопротивление центрального тела, снижающее тягу двигателя. При этом основной вклад в аэродинамическое сопротивление центрального тела вносится со стороны его боковой поверхности, а донное давление не имеет первостепенного значения [1].

Результаты численных и экспериментальных исследований [4–6] показывают, что снижение лобового сопротивления аэродинамических поверхностей в сверхзвуковом потоке может быть обеспечено путем применения газопроницаемых конструкционных материалов. Теоретические и численные исследования в области использования газопроницаемых покрытий для улучшения аэрогазодинамических характеристик авиационной и ракетной техники ведутся уже несколько десятилетий [7]. В патентах на российские изобретения [8, 9] описывается способ управления обтеканием сверхзвукового ЛА с помощью газопроницаемых поверхностей. В работах [10–16] исследуется эффективность использования пористых ячеистых вставок на поверхности обтекаемых тел, рассматривается возможность управления сверхзвуковыми потоками и тепловой защиты с использованием высокопористых ячеистых материалов. Численное и экспериментальное исследование [10] показало, что газопроницаемые поглощающие вставки заметно уменьшают аэродинамическое сопротивление сверхзвуковых летательных аппаратов. Вместе с тем использование газопроницаемых материалов на боковой поверхности классического сопла Лавала не привело к существенному увеличению развиваемой силы тяги [11].

Эффекты взаимодействия ударных волн с жесткими пористыми средами часто используются во взрывозащитных конструкциях [17, 18]. Распространение ударной волны сквозь пористый слой достаточной толщины сопровождается дифракционными и вязкими эффектами, которые могут уменьшить амплитуду волны и импульс ее давления на поверхность, расположенную за защитным слоем [19].

В данной работе впервые предлагается использовать воздухопроницаемые материалы и структуры для уменьшения аэродинамического сопротивления центрального тела и соответствующего увеличения тяги КВРД. Представлены результаты первичных расчетов течения по соплу внешнего расширения, позволяющие оценить эффективность применения газопроницаемых материалов для конструкции боковой поверхности центрального тела, их влияние на развиваемую силу тяги, оценить перспективность их дальнейшего практического использования.

Особенности численного моделирования течения газа по соплу внешнего расширения с пористо-ячеистым центральным телом

В качестве тестового примера, иллюстрирующего возможную эффективность применения воздухопроницаемых материалов на боковой поверхности центрального тела, рассматривается течение воздуха по соплу внешнего расширения КВРД. Параметры газового потока: давление торможения — 89 атм, температура торможения — 2200 К, динамическая вязкость воздуха определялась по формуле Сазерленда [20].

Осесимметричное течение газа по соплу КВРД (рис. 1) ограничено поверхностью внешней обечайки (первичного контура) $A_1B_1C_1$ и центральным телом $A_2B_2C_2D_2$, часть поверхности которого (показанная на рис. 1 рядами точек) выполнена в виде пористой вставки. Наиболее узкое (критическое) кольцевое сечение B_1B_2 имело толщину 17,5 мм, расстояние от точки B_1 до оси симметрии составляло 75 мм. Точка B_2 разделяет участки центрального тела, обтекаемые дозвуковым и сверхзвуковым потоками («дозвуковая» и «сверхзвуковая» часть на рис. 1). Другие гео-

метрические параметры усеченного (в точке D_2) центрального тела КВРД показаны на рис. 2.

Соотношение площадей выходного (C_1C_2) и критического (B_1B_2) сечений сопла внешнего расширения составляло 3,25, что соответствует геометрическому (рассчитанному в рамках квазиодномерной теории) числу Маха на выходе, равному 2,72. При этом угол наклона внешней обечайки к оси симметрии течения в точке C_1 составлял 24° .

Дальнейшее (внешнее) расширение истекающего потока происходит в волне разрежения, падающей из точки C_1 на внешнюю поверхность центрального тела. Профиль центрального тела за точкой C_2 проектируется с использованием метода характеристик второго порядка точности [21, 22], исходя из условия неотражения падающей волны. При этом максимальное число Маха на поверхности усеченного центрального тела (в точке D_2) составляло 3,41.

Истечение из сопла внешнего расширения происходило в стандартную воздушную атмосферу [23], соответствующую высоте полета 0, 10 и 20 км. Число Маха внешнего спутного потока составляло $M = 2$.

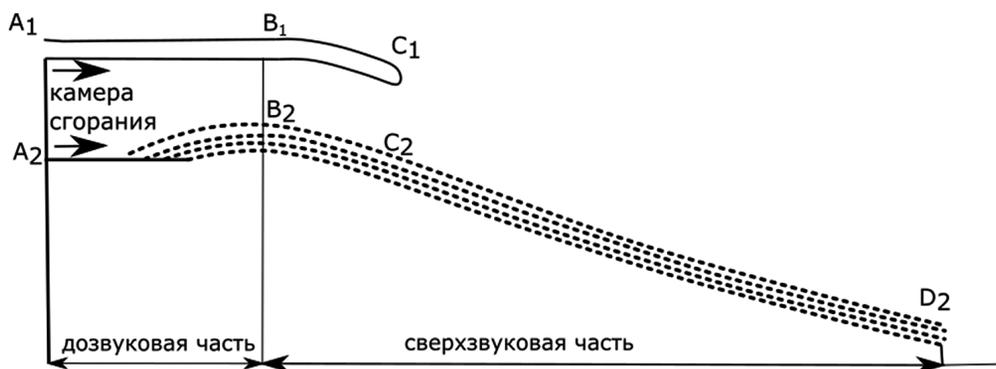


Рис. 1. Структура сопла внешнего расширения с усеченным центральным телом

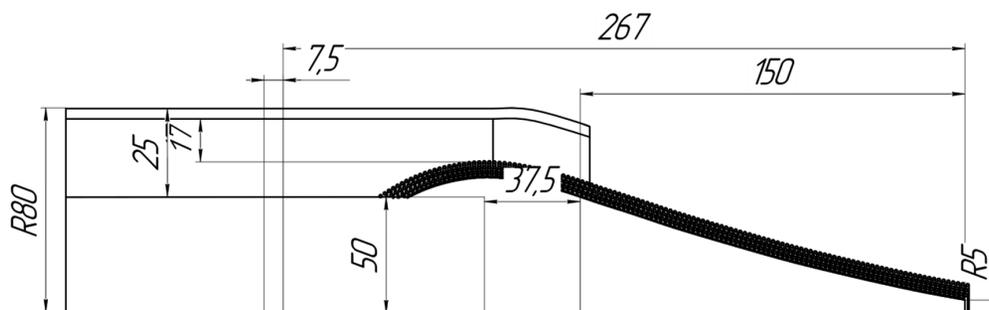


Рис. 2. Геометрические параметры усеченного центрального тела

Исходя из результатов работы [10] и возможностей дальнейшего проведения физического эксперимента, воздухопроницаемая структура на боковой поверхности центрального тела моделировалась как каркас коаксиальных кольцевых стержней круглого поперечного сечения. Диаметр стержней каркаса пористой структуры составлял 10 мм, толщина пористого слоя на центральном теле — 7,8 мм, объемная пористость (отношение объема, занятого твердой фазой, к общему объему пористого слоя) — 0,79.

Численное моделирование обтекания центрального тела с газопроницаемой вставкой проводилось с помощью пакета ANSYS Fluent. Решалась система дифференциальных уравнений Навье–Стокса, описывающих двумерное (осесимметричное) течение, с добавлением $k-\omega$ SST-модели турбулентности и с помощью density-based-решателя. Использовалась неявная схема второго порядка точности по времени и пространству с расщеплением конвективных потоков методом Roe-FDS.

Результаты численного моделирования

Расчитанные распределения параметров газового потока в окрестности сплошного или частично перфорированного центрального тела представлены на рис. 3–5. Давление истечения газового потока в окрестности точки C_1 , вычисленное на основании изоэнтропических формул [20], во всех случаях составляло 3,71 атм

при числе Маха истечения 2,72. Таким образом, струйное течение во всех трех случаях формально является недорасширенным [24]. Однако расширение потока в волне разрежения, сходящей с кромки внешней обечайки, в первом случае (рис. 3) приводит к падению давления примерно до 0,45 атм, образованию «висячего» скачка уплотнения на конечном расстоянии от кромки сопла [25] и, под его влиянием, к отрыву потока от поверхности центрального тела. Однако, как можно видеть на рис. 3, благодаря появлению газопроницаемости структура отрыва потока заметно меняется, а перераспределение давления по поверхности центрального тела приводит к увеличению силы тяги примерно на 8% (таблица). Во внешнем (по отношению к истекающей струе) сверхзвуковом потоке возникает система «волна разрежения — скачок уплотнения», проанализированная и оптимизированная в [22, 26].

На высоте полета 10 км (внешнее давление примерно составляет 0,265 атм) «висячий» косяк скачок уплотнения падает на ось симметрии течения за пределами контура центрального тела (рис. 4) и поэтому не вызывает отрыва потока. Перераспределение механических напряжений по контуру центрального тела благодаря введению перфорации приводит к увеличению тяговых характеристик на 9–10%.

Влияние газопроницаемости центрального тела на сильнонедорасширенном режиме течения, возникающем при высоте полета 20 км

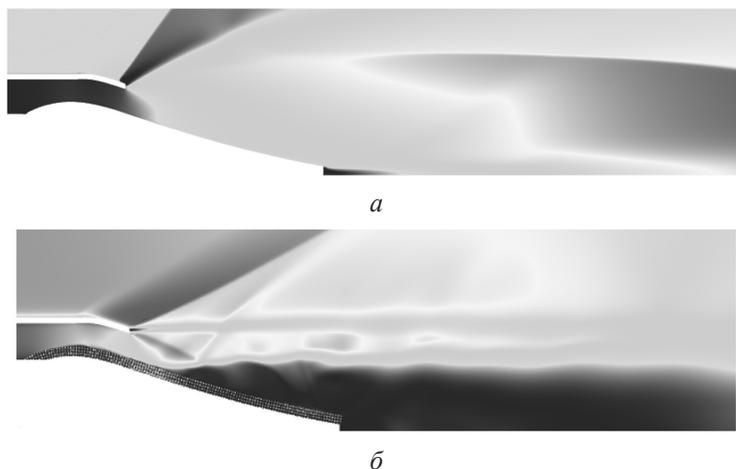


Рис. 3. Распределение чисел Маха течения по сопловому устройству КВРД при наличии сплошного (а) и перфорированного (б) центрального тела на высоте полета 0 км

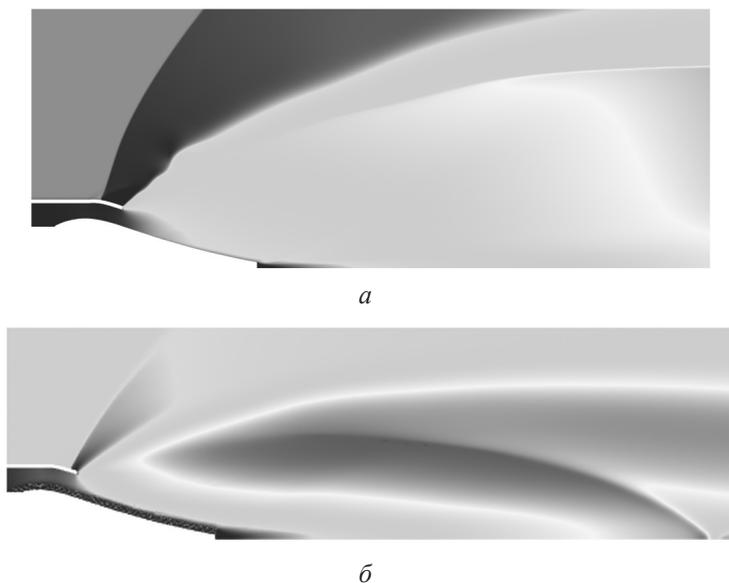


Рис. 4. Распределение чисел Маха течения по сопловому устройству КВРД при наличии сплошного (а) и перфорированного (б) центрального тела на высоте полёта 10 км

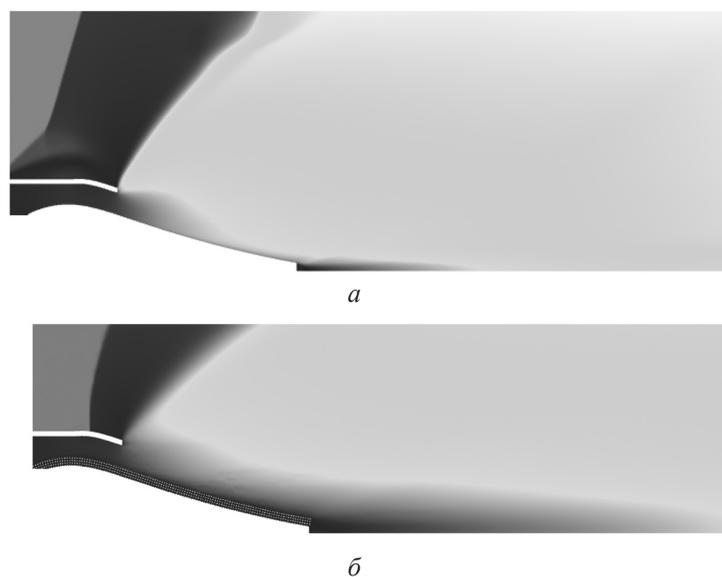


Рис. 5. Распределение чисел Маха течения по сопловому устройству КВРД при наличии сплошного (а) и перфорированного (б) центрального тела на высоте полёта 20 км

(внешнее давление 0,055 атм) приводит к росту силы тяги примерно на 7% (последняя строка таблицы).

В таблице представлены результаты расчетов силы тяги, развиваемой соплом ШРД — суммарной силы, оказываемой на поверхность центрального тела и стенки обечайки сопла в дозвуковой и сверхзвуковой частях, и реактивной составляющей. Приведенные значения позволяют оценить тягу, развиваемую отдельными ча-

стями конструкции, и влияние газопроницаемости центрального тела на ее увеличение.

Таким образом, несмотря на сохраняющиеся нежелательные стартовые эффекты отрыва потока от сверхзвуковой части центрального тела, локальное увеличение поверхности обтекания за счет введения газопроницаемых структур в конструкцию центрального тела приводит к заметному увеличению тяги, развиваемой соплом ШРД. При этом конструкция центрального тела

Сила тяги сопла внешнего расширения с центральными телами различных конструкций

Высота полёта, км	Тяга сопла со сплошным центральным телом, Н				Тяга сопла с перфорированным центральным телом, Н				Прирост силы тяги, %
	Дозвуковая часть	Сверхзвуковая часть	Реактивная составляющая	Суммарная сила тяги	Дозвуковая часть	Сверхзвуковая часть	Реактивная составляющая	Суммарная сила тяги	
0	462	766	1824	3052	462	1027	1824	3313	7,8
10	456	833	1824	3113	524	1089	1824	3437	9,4
20	433	1012	1824	3269	564	1129	1824	3517	7,05

допускает его усечение, порой очень значительное, без существенного уменьшения тяговых характеристик. Предварительные расчеты показывают, что усечение центрального тела сопла внешнего расширения на величину до 70 % сохраняет эффективность ШРД при существенном улучшении массогабаритных характеристик соплового устройства.

Рассматриваемая схема истечения с центральным телом может быть как кольцевой, так и многосопловой. Предполагается, что позитивное влияние газопроницаемости центрального тела на тягу многосоплового блока сохраняется.

Выводы

Согласно приведенным результатам численного моделирования, применение газопроницаемой боковой поверхности в конструкции центрального тела широкодиапазонного ракетного двигателя способно обеспечить прирост тяги сопла или соплового блока на величину до 10 % по сравнению со случаем использования сплошного гладкого полноразмерного центрального тела.

Варьирование параметров пористости материала центрального тела и его усечения может привести к дальнейшей оптимизации тяговых и массогабаритных характеристик соплового блока широкодиапазонного ракетного двигателя.

Благодарность. Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (НИР «Создание опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ра-

кет-носителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего», FZWF-2020-0015).

Литература

1. Ito T., Fujii K. Numerical analysis of the base bleed effect on the aerospike nozzles // AIAA Paper 2002-0512. 10 p.
2. 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.
3. Ключников В.Ю. Ракеты-носители сверхлегкого класса. Ниша на рынке пусковых услуг и перспективные проекты. Часть 2 // Aerospace Sphere Journal. 2019. № 4 (101). С. 64–75.
4. Bauer S.X.S., Hensch M.J. Allevation of side force on tangent-ogive forebodies using passive porosity // Journal of Aircraft. 1994. Vol. 431. No. 2. Pp. 354–361.
5. Wartemann V., Luedeke H., Sandham N. Numerical investigation of hypersonic boundary-layer stabilization by porous surfaces // AIAA Journal. 2012. Vol. 50. Issue 6. Pp. 1281–1290.
6. Лукашевич С.В., Морозов С.О., Шиплюк А.Н. Экспериментальное исследование влияния параметров пассивного пористого покрытия на развитие возмущений в гиперзвуковом пограничном слое // Письма в Журнал технической физики. 2012. Т. 38. Вып. 23. С. 83–88.
7. Longo J.M.A., Turner J., Weihs H. SHEFEX II, Aerodynamic Re-Entry Controlled

Sharp Edge Flight Experiment // Proceedings of the 6th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, ESA SP-659, Versailles, France. 2008. 8 p.

8. Миронов С.Г., Цырюльников И.С. Способ управления обтеканием сверхзвукового летательного аппарата // Патент на изобретение RUS 2621195 C1, 01.06.2017.

9. Миронов С.Г., Маслов А.А., Цырюльников И.С. Способ управления обтеканием сверхзвукового летательного аппарата // Патент на изобретение RUS 2559193 C1, 10.08.2015.

10. 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.

11. Зайковский В.Н., Киселев В.П., Киселев С.П. и др. О влиянии пористой вставки в сверхзвуковой части сопла на изменение его тяги // Доклады РАН. 2005. Т. 401. № 4. С. 479–482.

12. Maslov A.A., Mironov S.G., Poplavskaya T.V. et al. Effect of porous inserts on aerodynamics of flying vehicles // Journal of Physics: Conference Series. 2019. Vol. 1382. Paper No. 012023. 6 p.

13. Mironov S.G., Kirilovskiy S.V., Militina T.S. et al. 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. Paper No. 012032. 7 p.

14. Fedorov A.V., Malmuth N.D., Rasheed A. et al. Stabilization of hypersonic boundary layers by porous coatings // AIAA Journal. 2001. Vol. 39. No. 4. Pp. 605–610.

15. Шиплюк А.Н., Буров Е.В., Маслов А.А. и др. Влияние пористых покрытий на устойчивость гиперзвуковых пограничных слоев // Прикладная механика и техническая физика. 2004. Т. 45. № 2. С. 169–176.

16. Malik M.R. Prediction and control of transition in supersonic and hypersonic boundary layers // AIAA Journal. 1989. Vol. 27. No. 11. Pp. 1487–1493.

17. Skews B.W., Atkins M.D., Seitz M.W. The impact of a shock waves on porous compressible foams // Journal of Fluid Mechanics. 1993. Vol. 253. Issue 3. Pp. 245–265.

18. Skews B.W. Oblique reflection of shock waves from rigid porous materials // Shock Waves. 1994. Vol. 4. Issue 3. Pp. 145–154.

19. Gelfand B.E., Silnikov M.V., Chernyshov M.V. Modification of air blast loading transmission by foams and high density materials // The 26th International Symposium on Shock Waves. Proceedings. Göttingen, Germany, 2007. DLR, ISL, 2008. Vol. 1. Pp. 103–108.

20. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. — М.: Дрофа, 2003. 840 с.

21. Кацкова О.Н., Наумова И.Н., Шмыглевский Ю.Д. и др. Опыт расчета плоских и осесимметричных сверхзвуковых течений газа методом характеристик. — М.: ВЦ АН СССР, 1961. 60 с.

22. Silnikov M.V., Chernyshov M.V., Uskov V.N. Analytical solutions for Prandtl-Meyer wave — oblique shock overtaking interaction // Acta Astronautica. 2014. Vol. 99. Pp. 175–183.

23. ГОСТ 4401-81 Атмосфера стандартная. Параметры. — М.: Издательство стандартов, 2004. 181 с.

24. Авдеевский В.С., Ашратов Э.А., Иванов А.В. и др. Газодинамика сверхзвуковых неизобарических струй. — М.: Машиностроение, 1989. 320 с.

25. Zapryagaev V., Kavun I., Kiselev N. Flow feature in supersonic non-isobaric jet near the nozzle edge // Aerospace. 2022. Vol. 9. Paper No. 379. 15 p.

26. Омельченко А.В., Усков В.Н. Экстремальная система «волна разрежения — скачок уплотнения» в стационарном потоке газа // Прикладная механика и техническая физика. 1997. Т. 38. № 3. С. 59–68.