

Тепловые процессы в технике. 2026. Т. 18. № 4. С. 183–190
Thermal processes in engineering, 2026, vol. 18, no. 4, pp. 183–190

Научная статья
УДК 621.45.035
URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=188544>
EDN: <https://www.elibrary.ru/HPUJID>

Сравнение нового разработанного метода профилирования сопла внешнего расширения с другими методами профилирования

Г.Д. Эзугбая^{1✉}, Ю.М. Кочетков²

¹АО «НПО Энергомаш», Химки, Российская Федерация

²АО ГНЦ «Центр Келдыша», Москва, Российская Федерация

¹dino.02@mail.ru✉

Аннотация. Работа содержит результаты численного моделирования течения идеального газа в штыревых соплах жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) с дискретными камерами сгорания, проведенного в программном комплексе ANSYS CFX. Профили сопел были построены тремя методами: новым разработанным методом, основанным на анализе линий тока, параболическим методом и классическим методом характеристик. Каждый подход имеет свои теоретические основы и практические ограничения, что предопределило необходимость их сравнительного анализа с точки зрения эффективности.

Параболический метод базируется на построении кривых второго порядка с заданием геометрических параметров (углы входа и выхода потока, радиусы кривизны критического сечения) и широко применяется в инженерной практике благодаря своей простоте. Однако его недостатком является недостаточная адаптация к сложным газодинамическим условиям, особенно в сверхзвуковой зоне. Метод характеристик, в свою очередь, учитывает физику сверхзвукового течения, где возмущения распространяются строго вдоль характеристик под углом Маха. Этот метод обеспечивает высокую точность, но требует значительных вычислительных ресурсов и детального задания граничных условий, что ограничивает его применение на ранних этапах проектирования.

Новый разработанный метод возник в результате анализа экспериментов с соплами твердотопливных ракетных двигателей (РДТТ). Исследования показали, что при интенсивном тепловом воздействии внутренняя поверхность сопла РДТТ повторяет естественные линии тока сверхзвукового потока. Это наблюдение позволило предположить, что такие профили обладают повышенной аэродинамической эффективностью. Был адаптирован этот принцип для ЖРД, несмотря на различия в условиях работы: отсутствие абляции материалов в ЖРД делает задачу нетривиальной. Теоретической основой стало предположение, что оптимальный профиль сопла должен минимизировать потери на трение и волновое сопротивление, что достигается при следовании геометрии линиям тока.

Численное моделирование выполнено в ANSYS CFX с использованием уравнений Навье–Стокса для идеального газа и модели турбулентности SST. Сеточная независимость результатов проверялась на трех последовательно измельченных сетках, что обеспечило погрешность расчетов менее 1 %. Граничные условия включали задание массового расхода и температуры на входе в сопло, а также атмосферного давления на выходе.

В качестве критериев эффективности выбраны пустотный удельный импульс и тяга двигателя. Эти параметры напрямую определяют энергетические характеристики ЖРД в вакууме. Удельный импульс рассчитывался с учетом неполноты расширения газа и потерь на трение, а тяга – через интегрирование давления по поверхности сопла и потока на срезе. Сравнение методов показало, что новый подход обеспечивает прирост удельного импульса и тяги.

Полученные результаты открывают перспективы для оптимизации штыревых сопел, однако требуют экспериментальной валидации. Ключевое ограничение нового метода – перенос закономерностей от РДТТ к ЖРД, где отсутствуют деструктивные процессы в материалах.

Ключевые слова: сопло с центральным телом, штыревое сопло, профиль сопла, численное моделирование, пустотный удельный импульс, тяга

Для цитирования. Эзугбая Г.Д., Кочетков Ю.М. Сравнение нового разработанного метода профилирования сопла внешнего расширения с другими методами профилирования // Тепловые процессы в технике. 2026. Т. 18. № 4. С. 183–190. URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=188544>

Original article

Comparison of the newly developed method of designing plug clustered nozzle with other designing methods

G.D. Ezugbaya^{1✉}, Y.M. Kochetkov²

¹AO “NPO Energomash”, Khimki, Russian Federation

²AO GNC “Center Keldysha”, Moscow, Russian Federation

¹dino.02@mail.ru✉

Abstract. The work contains the results of numerical simulation of the flow of an ideal gas in the plug clustered nozzles of a liquid propellant rocket engine (LPRE), conducted in the ANSYS CFX software package. Nozzle contours were designed by three methods: a newly developed method based on the analysis of streamlines, the parabolic method and the classical method of characteristics. Each approach has its own theoretical foundations and practical limitations, which has determined the need for their comparative analysis in terms of effectiveness.

The parabolic method is based on the construction of second-order curves with geometric parameters (flow inlet and outlet angles, radii of curvature of the critical section) and is widely used in engineering practice due to its simplicity. However, its disadvantage is insufficient adaptation to difficult gas dynamic conditions, especially in the supersonic zone. The characteristics method, in turn, takes into account the physics of supersonic flow, where disturbances propagate strictly along the characteristics at a Mach angle. This method provides high accuracy, but requires significant computational resources and detailed boundary conditions, which limits its use in the early stages of design.

The new developed method arose as a result of the analysis of experiments with nozzles of solid-fuel rocket engines (SFRE). Studies have shown that under intense heat exposure, the erosion pattern of the inner surface of the SFRE nozzle repeats the natural flow lines of the supersonic flow. This observation suggested that such profiles have increased aerodynamic efficiency. Were adapted this principle for liquid propellant engines, despite the differences in operating conditions: the lack of ablation of materials in liquid engines makes the task non-trivial. The theoretical basis was the assumption that the optimal nozzle profile should minimize friction losses and wave resistance, which is achieved by following the geometry of the current lines.

Numerical simulation was performed in ANSYS CFX using the Navier-Stokes equations for an ideal gas and the SST turbulence model. The grid independence of the results was tested on three sequentially shredded grids, which provided a calculation error of less than 1 %. The boundary conditions included setting the mass flow rate and temperature at the nozzle inlet, as well as the atmospheric pressure at the outlet.

The vacuum specific impulse and thrust of the engine are selected as the efficiency criteria. These parameters directly determine the energy characteristics of the liquid propellant in vacuum. The specific impulse was calculated taking into account the incompleteness of gas expansion and friction losses, and the thrust was calculated by integrating the pressure along the nozzle surface and the impulse flow at the slice. A comparison of the methods showed that the new approach provides an increase in specific impulse and thrust.

Keywords: plug nozzle, aerospike nozzle, nozzle contour, numerical simulation, vacuum specific impulse, thrust

For citation. Ezugbaya G.D., Kochetkov Y.M. Comparison of the newly developed method of designing plug clustered nozzle with other designing methods. *Thermal processes in engineering*. 2026, vol. 18, no. 4, pp. 183–190. (In Russ.). URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=188544>

Введение

Сопла с центральным телом обеспечивают авторегулирование тяги при наборе высоты полета [1, 2, 3], что делает их перспективными при разработке конструкции ЖРД, предназначенного для одноступенчатой многоразовой ракеты-носителя. Однако при проектировании таких сопел сталкиваются с несколькими проблемами: сложности с реализацией системы охлаждения сопла и дискретных камер двигателя, потеря тяговых характеристик и удельного импульса из-за возрастания донного давления [4, 5, 6] и др.

В работе представлены результаты трехмерного расчета, проводимые в программном обеспечении (ПО) ANSYS CFX течения идеального газа в штыревом сопле с дискретными камерами. В самом расчете проводятся сравнения пустотного удельного импульса двух профилей, построенных тремя методами построения. Первый метод – это метод характеристик, в котором допускается, что расширения потока в сопле происходит так же, как и при плоском течении Прандтля–Майера [7, 8]. Второй приближенный метод основывается на построении простой параболы [9]. Третий метод является новым разработанным методом, который основывается на работе [10].

Материалы и методы

Новый метод основан на работе [10], где изложены результаты эксперимента. Эксперимент проводился на модели твердотопливного ракетного РДТТ, чья сверхзвуковая часть сопла была изготовлена из фторопласта. Во время эксперимента в сверхзвуковой части сопла РДТТ возникал унос материала, закономерность которого описана уравнением:

$$\frac{\delta}{\delta_{\max}} = \sin\left(\frac{\pi}{2} \times \frac{S}{S_{\max}}\right), \quad (1)$$

где δ , $\delta_{\max}$ – величина уноса материала и величина максимального уноса соответственно, S , $S_{\max}$ – координата образующей уноса материала и координата образующей максимального уноса материала соответственно.

Из этого эксперимента строится предположение, что получившийся при уносе профиль соответствует линии тока сопла [10]. Из этого предположения и возник разработанный метод построения сопла.

Профиль штыревого сопла, построенный из уравнения (1), представлен на рис. 1. В качестве начальных условий заданы: осевая длина сопла с центральным телом X_a , радиус сопла с центральным телом и соплом дискретной камеры R_a , радиус торца центрального тела R_t и угол неперпендикулярности на выходе β_a . Для построения из точки A проводится луч параллельно оси центрального тела, далее под углом наклона дискретных камер β_k , который согласно правилам подобия равен β_a , затем и точки B перпендикуляр BC и образуется отрезок AC . С помощью этого геометрического построения определяются величины $S_{\max}$ и $\delta_{\max}$. Отрезок AC делится на равные участки длиной S , и из соотношения (1) вычисляется координата δ для каждого участка отрезка AC . После этого по координатам S и δ строится профиль штыревого сопла. Исходя из эксперимента, описанного в [10], поток продуктов сгорания, возникающий от точки A до точки C , не оказывает влияния на экранизацию от тепла, то есть вдув формируется за этим участком, а значит, нет влияния и на линию тока. Однако у данного приближенного метода построе-

ния есть свой недостаток: с этим методом построения нельзя задать в качестве исходных угол установки дискретной камеры из точки A , как это позволяет приближенный параболический метод построения сопла, описанный в [9], так что этот угол фиксированный. Схемы построения профилей сопел с помощью метода характеристик и параболического метода представлены на рис. 2 и 3.

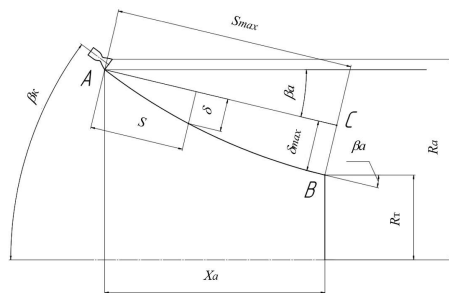


Рис. 1. Схема построения штыревого сопла с помощью разработанного метода

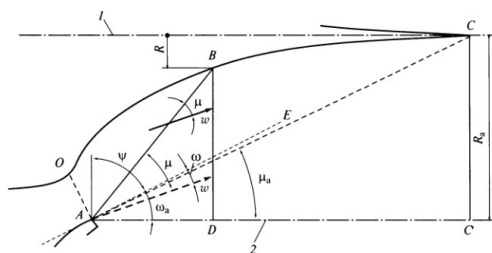


Рис. 2. Схема построения штыревого сопла методом характеристик [3]

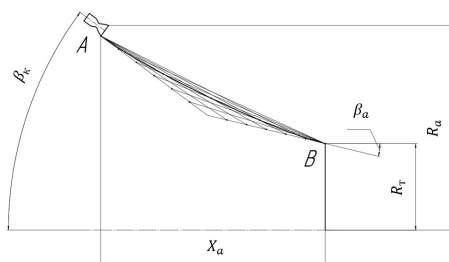
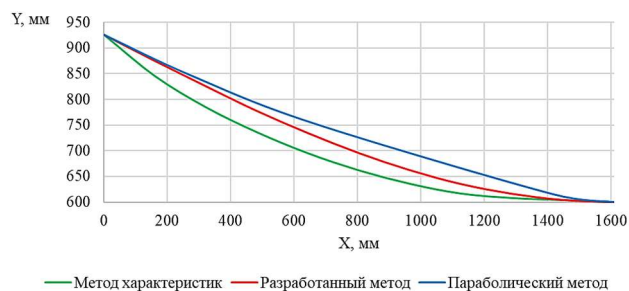
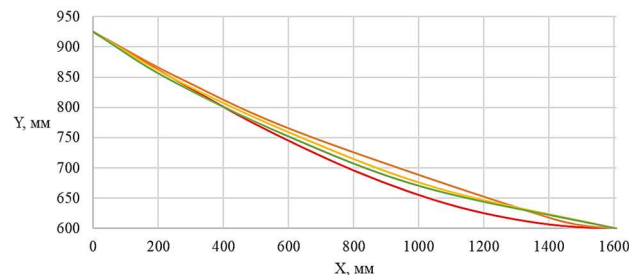


Рис. 3. Схема построения штыревого сопла параболическим методом

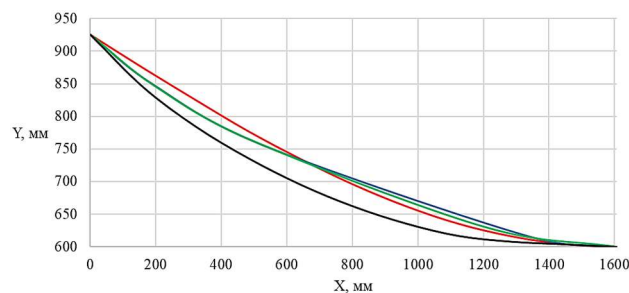
На рис. 4. показаны профили штыревых сопел, построенные разными методами. Конкретно на рис. 4 а представлены профили сопла, построенные под одним углом наклона дискретных камер сгорания β_k , который получился при расчете и построении с помощью нового метода построения профиля сопла, а на рис. 4 б и в — профили, построенные параболическим методом с разными углами наклона дискретной камеры сгорания β_k .



а



б



в

Рис. 4. Профили штыревых сопел, построенные разными методами

Для проведения трехмерного расчета в ПО ANSYS CFX в ПО NX 11.0 была построена трехмерная модель штыревого сопла с 30 дискретными камерами, установленными по периферии, в виде симметричного сектора с углом 24° .

В расчете использовались идеальный газ в качестве рабочего тела, термодинамические параметры которого указаны в табл. 1, модель турбулентности Shear Stress Transport (SST) с ее интенсивностью 5 % и осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса (Reynolds-averaged Navier-Stokes или RANS). В табл. 2 указаны граничные условия, заданные для расчета. Термодинамические параметры, использованные для численного моделирования, были взяты из термодинамического расчета программы «Terra».

Таблица 1. Термодинамические параметры водяного пара для проведения расчетов в ANSYS CFX

Наименование	Обозначение	Единицы измерения	Величина
Молярная масса	μ_k	кг/кмоль	13,49
Удельная изобарная теплоемкость	c_p	Дж/(кг×К)	3828
Динамическая вязкость	ϑ_k	Па×с	0,000009
Теплопроводность	λ_k	Вт/(м×К)	0,559

Таблица 2. Граничные условия для расчета сопла с центральным телом

Граничное условие	Единицы измерения	Значение
Фиксированный массовый расход на входе в дискретные камеры сгорания	кг/с	1121
Температура на входе в дискретные камеры сгорания	К	3507
Давление окружающей среды	атм	0,25–1

Для сеточной сходимости было построено 4 сеточной модели количеством элементов от 1,6 млн до 3 млн, состоящих из 10 ячеек пристеночного слоя у стенки. Расчет проводился при значениях давления окружающей среды от 0,25 до 1 атм. В моделях профилей сопла для расчета дискретные камеры устанавливались так, чтобы сопла дискретных камер были перпендикулярны касательной в точке сопряжения центрального тела с соплами дискретных камер.

Результаты

На рис. 5 показано поле распределения числа Маха в продольном сечении штыревого сопла при разных давлениях окружающей среды. Видно, как поток расширяется с уменьшением давления.

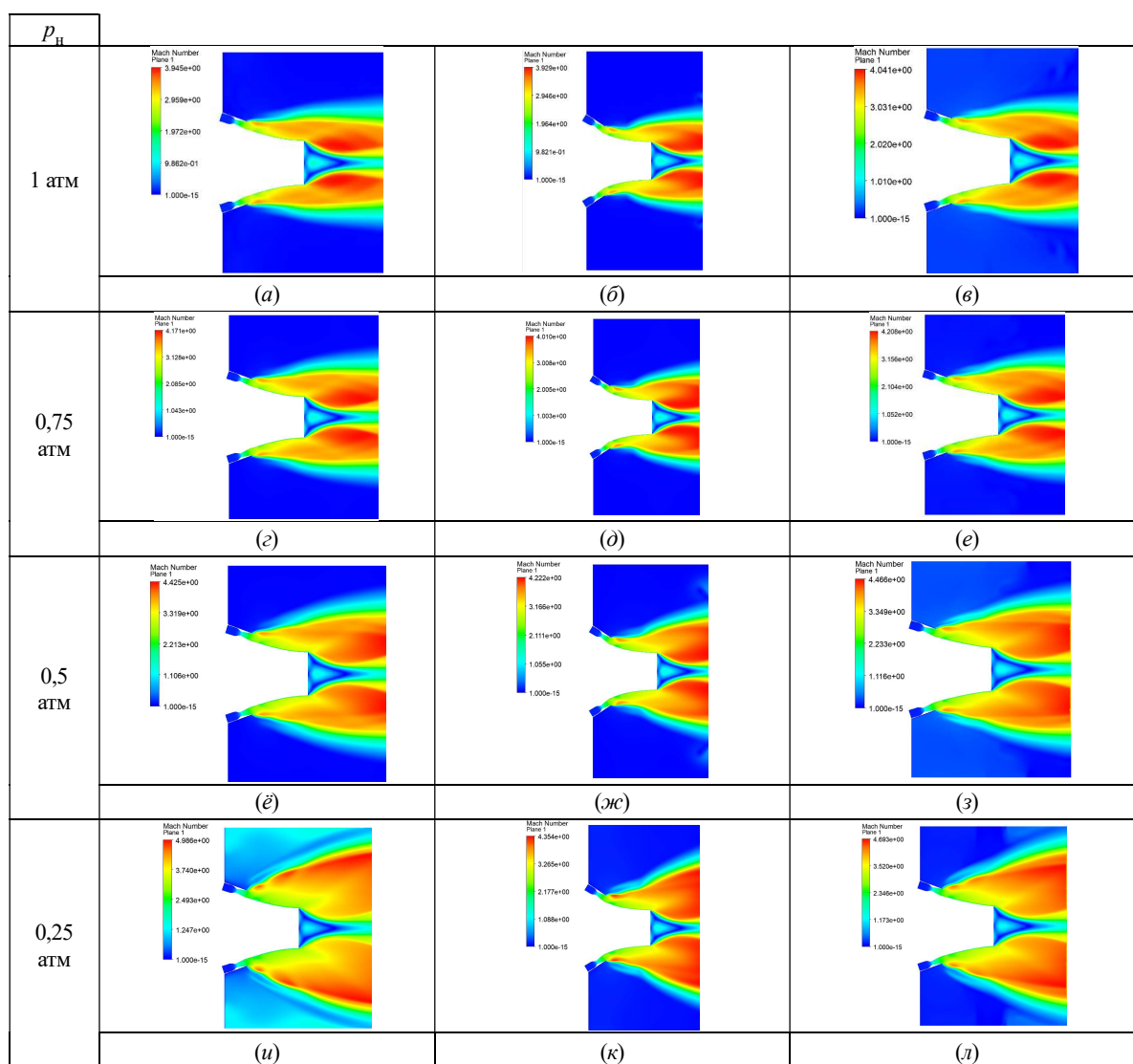
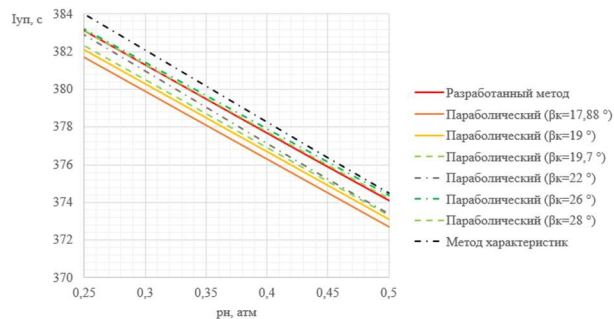


Рис. 5. Поле распределения числа Маха в продольном сечении сопла: (а), (з), (е), (и) – профиль, построенный по новому методу; (б), (д), (ж), (к) – профиль, разработанный по методу характеристик; (в), (е), (з), (л) – профиль, построенный по параболическому методу

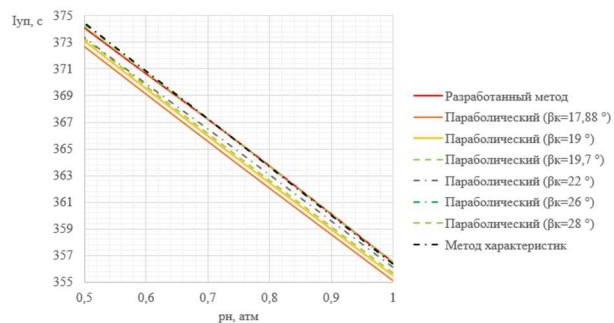
Рис. 6 и 7 демонстрируют графики зависимости пустотного удельного импульса от давления окружающей среды и зависимости прироста пустотного удельного импульса от давления окружающей среды. Прирост по пустотному удельному импульсу рассчитывался по формуле:

$$\Delta I_{\text{уп}} = \frac{I_{\text{уп}}^{\text{разр}} - I_{\text{уп}}}{I_{\text{уп}}} \times 100\%, \quad (2)$$

где $I_{\text{уп}}^{\text{разр}}$ – пустотный удельный импульс с профиля, построенного новым разработанным методом, с; $I_{\text{уп}}$ – пустотный удельный импульс профиля, построенного либо методом характеристик, либо параболическим методом, с.



а



б

Рис. 6. График зависимости пустотного удельного импульса $I_{\text{уп}}$ от давления окружающей среды $p_{\text{н}}$: а – $p_{\text{н}} = 0,25 \div 0,5$ атм; б – $p_{\text{н}} = 0,5 \div 1$ атм

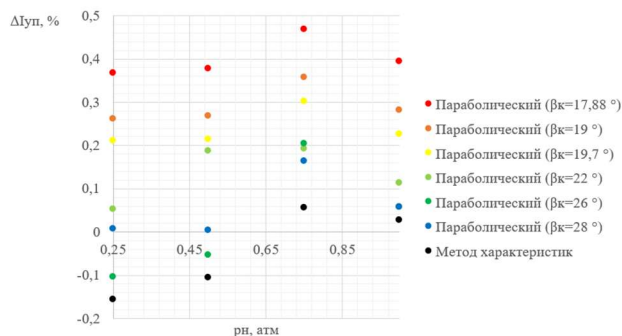


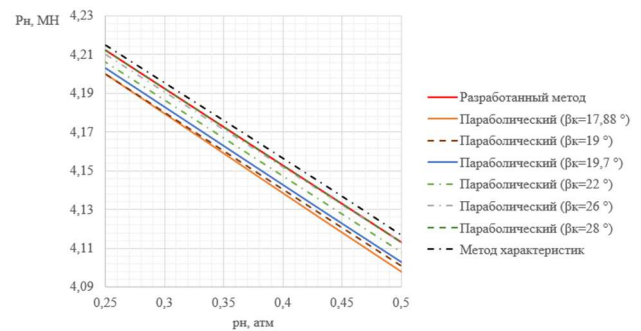
Рис. 7. График зависимости прироста пустотного удельного импульса $\Delta I_{\text{уп}}$ от давления окружающей среды $p_{\text{н}}$

Аналогично формуле (2) при сравнении получившейся тяги определяется прирост тяги:

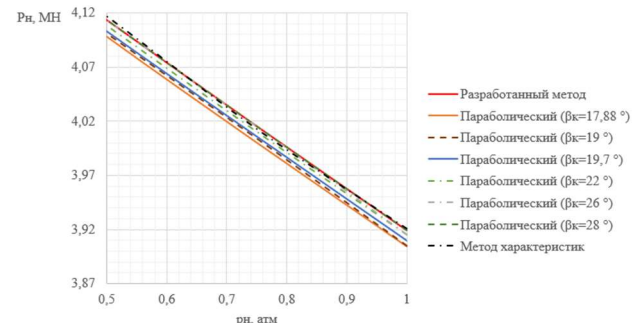
$$\Delta P_{\text{н}} = \frac{P_{\text{н}}^{\text{разр}} - P_{\text{н}}}{P_{\text{н}}} \times 100\%, \quad (3)$$

где $P_{\text{н}}^{\text{разр}}$ – тяга профиля, построенного новым разработанным методом, МН; $P_{\text{н}}$ – тяга профиля, построенного либо методом характеристик, либо параболическим методом, МН.

На рис. 8 и 9 показаны графики зависимости тяги от давления окружающей среды и зависимости прироста тяги от давления окружающей среды.



а



б

Рис. 8. График зависимости тяги $P_{\text{н}}$ от давления окружающей среды $p_{\text{н}}$: а – $p_{\text{н}} = 0,25 \div 0,5$ атм; б – $p_{\text{н}} = 0,5 \div 1$ атм

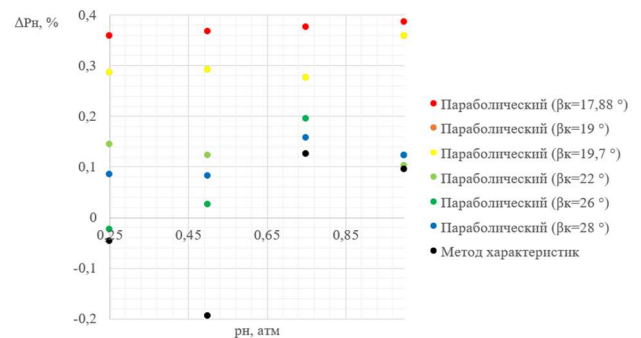


Рис. 9. график зависимости прироста тяги $\Delta P_{\text{н}}$ от давления окружающей среды $p_{\text{н}}$

Обсуждение

Из результатов видно, что при $p_n = 0,5 \dots 1$ атм выигрыш пустотного удельного импульса $I_{уп}$ при сравнении разработанного профиля сопла с профилем, построенным методом характеристик, составляет $\sim 0,03 \dots 0,11$ % в зависимости от давления окружающей среды p_n , как показано на рис. 7 и 8. Однако с уменьшением p_n до 0,25 атм пустотный удельный импульс профиля сопла, построенного по методу характеристик, постепенно увеличивается на 0,16 % при достижении $p_n = 0,25$ атм.

При сравнении с параболическим методом также видно, что пустотный удельный импульс $I_{уп}$ разработанного профиля сопла выше, чем у параболических профилей, которые были построены с углом наклона дискретных камер $\beta_k = 17,88 \dots 22^\circ$. Однако при расчете и сравнении параболического профиля с углом $\beta_k = 26^\circ$ наблюдается увеличение $I_{уп}$ в интервале от 0,05 до 0,1 % в диапазоне давлений $p_n = 0,5 \dots 0,25$, как показано на рис. 7 и 8. При этом же $I_{уп}$ параболического профиля с углом $\beta_k = 28^\circ$ уступает значениям $I_{уп}$ разработанного профиля на 0,003...0,2 % при всех расчетных диапазонах давлений p_n .

Рис. 8 и 9 показывают ту же самую тенденцию при анализе прироста тяги. Из рис. 9 видно, что профиль, построенный методом характеристик, превышает по тяге профиль, построенный по новому методу, на 0,02 % при $p_n = 0,25$ атм и на 0,2 % при $p_n = 0,5$ атм. При сравнении параболического профиля с углом $\beta_k = 26^\circ$ превышение при давлении $p_n = 0,25$ атм составляет $\sim 0,03$ %.

Такая разница в результатах может объясняться тем, что эксперимент, изложенный в [10], проходил при значении давления окружающей среды 1 атм, из-за чего и наблюдается дальнейшее уменьшение пустотного удельного импульса при давлениях ниже 0,5 атм при сравнении с профилем, построенным методом характеристик и параболическим профилем, построенным с углом $\beta_k = 26^\circ$.

Заключение

По проведенным трехмерным расчетам, выполненным в ПО ANSYS CFX, можно сделать следующие выводы:

1) Пустотный удельный импульс $I_{уп}$ профиля сопла, разработанного профиля выше по сравнению с профилем, построенным методом характеристик в диапазоне давлений окружающей среды $p_n = 0,5 \dots 1$ атм. Этот прирост варьируется от 0,03 до 0,11 %, как показано на рис. 7 и 8. Однако при снижении давления разработанный профиль сопла начинает уступать профилю, построенному с помощью метода характеристик, на 0,16 %.

2) Этот выигрыш наблюдается при сравнении с параболическими профилями, построенных с углами $\beta_k = 17,88 \dots 22^\circ$ (см. рис. 7 и 8). Однако при расчете и сравнении параболического профиля с углом $\beta_k = 26^\circ$ наблюдается увеличение $I_{уп}$ в интервале от 0,05 до 0,1 % в диапазоне давлений $p_n = 0,5 \dots 0,25$. При этом при сравнении параболического профиля с углом $\beta_k = 28^\circ$ видно, что $I_{уп}$ меньше по сравнению с разработанным профилем на 0,003...0,16 % при всех расчетных диапазонах давлений p_n .

3) Похожая тенденция наблюдается при сравнении тяги. Профиль, построенный методом характеристик, превышает по тяге, профиль, построенный по новому методу, на 0,02 % при $p_n = 0,25$ атм и на 0,2 % при $p_n = 0,5$ атм. При сравнении параболического профиля с углом $\beta_k = 26^\circ$ превышение при давлении $p_n = 0,25$ атм составляет $\sim 0,03$ %.

4) В дальнейшем, если провести расчет потерь удельного импульса тяги, построенного методом характеристик, необходимо учесть газодинамические потери на трение, рассеивание и химическое недогорание, которые снизят величину удельного импульса тяги.

Список источников

1. Киселев А.С., Луцик В.Г., Стернин Л.Е. и др. Потери удельного импульса из-за трения в штыревых соплах // Изв. РАН. МЖГ. 2001. № 5. С. 83–91.
2. Виленский Ф.А., Волконская Т.Г., Грязнов В.П. и др. Исследование нерасчетных режимов осесимметричного кольцевого сопла с центральным телом // Изв. АН СССР. Мех. Жидк. и газа. 1972. № 4.
3. Архипов А.Б., Воинов А.Л., Горохов В.Д. и др. Разработка и испытания уникальной камеры ЖРД РД-0126 «Ястреб» с разворотом потока в сопле на 180° // Международный научный журнал. Институт водородной экономики. 2012. № 1–2. 6 с.

4. Киселев А.С., Луцик В.Г., Стернин Л.Е. и др. Потери удельного импульса из-за трения в штыревых соплах // Изв. РАН. МЖГ. 2001. № 5. С. 83–91.
5. Чванов В.К., Левочкин П.С., Лопатин Б.В. и др. Конструкторские разработки в проектах маршевых двигательных установок перспективных ракет-носителей с общими штыревыми соплами // Труды «НПО Энергомаш им. В. П. Глушко». 2019. № 36. С. 110–140.
6. Бурцев И.В., Иванов А.В., Левочкин П.С. и др. Разработка конструкции комбинированной двигательной установки со штыревым сопловым блоком // Труды «НПО Энергомаш им. В. П. Глушко». 2024. № 42, С. 159–178.
7. Шмыглевский Ю.Д. Некоторые вариационные задачи газовой динамики. Труды АН СССР. 1963.
8. Шмыглевский Ю.Д. Вариационные задачи для сверхзвуковых тел вращения и сопел // Прикладная математика и механика. Т. 26. № 1.
9. Rao G.V.R. Exhaust nozzle contour for optimum thrust // Jet Propulsion. 1958. V. 28. № 6. pp. 377–382.
10. Кочетков Ю.М., Кочетков Н.Ю. Турбулентность. Автомодельность процесса уноса материала в закритической части сверхзвукового сопла РДТТ // Двигатель. 2022. № 1/3.
- metric Annular Plug Nozzle. *Izv. of the USSR Academy of Sciences. Mechanics of Fluids and Gases*. 1972;(4). (In Russ.).
3. Arhipov AB, Voinov AL, Gorokhov VD et al. Development and testing of the unique RD-0126 «Yastreb» liquid-propellant rocket engine chamber with a 180° flow reversal in the nozzle. *International Scientific Journal. Institute of Hydrogen Economy*. 2012;(1-2):6. (In Russ.).
4. Kiselev AS, Lutsik VG, Sternin LE et al. Loss of specific impulse due to friction in aerospike nozzles. *Izvestiya of the Russian Academy of Sciences. MZhG*. 2001;(5):83–91. (In Russ.).
5. Chvanov VK, Levochkin PS, Lopatin BV et al. Design developments in projects of propulsion systems of advanced launch vehicles common aerospike nozzles. *Trudy «NPO Energomash im. V.P. Glushko»*. 2019; (36):110–140. (In Russ.).
6. Burtzev IV, Ivanov AV, Levochkin PS et al. Development of the design of a combined propulsion system with a plug nozzle block. *Trudy «NPO Energomash im. V.P. Glushko»*. 2024;(42):159–178. (In Russ.).
7. Shmyglevsky YuD. Some Variational Problems of Gas Dynamics. *Trudy AN SSSR*. 1963. (In Russ.).
8. Shmyglevskii YuD. Variational problems for supersonic bodies of revolution and nozzles. *Prikladnaya matematika i mekhanika*. 26(1). (In Russ.).
9. Rao GVR. Exhaust nozzle contour for optimum thrust. *Jet Propulsion*. 1958;28(6):377–382.
11. Kochetkov YM, Kochetkov NY. Turbulence. Self-similarity of the process of material entrainment in the part before nozzle throat of SFE supersonic nozzle. *Dvigatel*. 2022;(1/3). (In Russ.).

References

1. Kiselev A.S., Lutsik V.G., Sternin L.E., and Kiselev AS, Lutsik VG, Sternin LE et al. Loss of specific impulse due to friction in pin nozzles. *Izvestiya of the Russian Academy of Sciences. MZhG*. 2001;(5):83–91. (In Russ.).
2. Vilenskii FA, Volkonskaya TG, Gryaznov VP et al. Investigation of Uncalculated Modes of an Axisym-