

ЭНЕРГЕТИКА, ТЕПЛО- И МАССООБМЕН
POWER ENGINEERING, HEAT AND MASS TRANSFER

УДК 533.69.048
<https://doi.org/10.29235/1561-8358-2021-66-3-320-328>

Поступила в редакцию 01.06.2021
Received 01.06.2021

А. Ф. Ильющенко¹, О. К. Кривонос¹, А. Д. Чорный², Е. Е. Петюшик¹

¹Государственное научно-производственное объединение порошковой металлургии, Минск,
Республика Беларусь

²Институт тепло- и массообмена имени А. В. Лыкова Национальной академии наук Беларуси, Минск,
Республика Беларусь

**МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
РЕАКТИВНОГО СОПЛА АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА**

Аннотация. Эффективность работы аэродинамических объектов с реактивными двигателями обусловлена множеством факторов, среди которых огромное значение имеют конструктивные параметры сопла и их взаимосвязь с общей конструкцией двигателя и источником энергии, определяющим состав и свойства рабочего тела двигателя. В связи с этим существует необходимость выполнения расчетов газодинамических характеристик и геометрических параметров сопла на различных стадиях проектирования и испытаний реактивных двигателей. Причем любое изменение в конструкции и (или) типе используемых материалов требует индивидуального подхода к расчету. В работе предпринята попытка оценить соответствие различных методик расчетов для конкретной системы «высокоэнергетический материал – рабочее тело – сопло» экспериментально установленным параметрам системы. Из многообразия существующих подходов к моделированию процессов выделяют относительно несложные расчеты с большим количеством допущений и детальное моделирование, учитывающее максимально возможное количество факторов. Выполненные расчеты с использованием одномерной теории сопла и метода моделирования газовой динамики продемонстрировали наличие различий в полученных результатах в диапазоне 6 % по разным параметрам. При этом отмечено более близкое соответствие результатов метода моделирования газовой динамики экспериментально установленным параметрам. Вместе с тем метод моделирования газовой динамики реактивного сопла двигателя является более трудоемким и затратным для проведения расчетов по сравнению с применением одномерной теории. Поэтому с практической точки зрения для проведения конструктивного расчета двигателя целесообразно использовать одномерную теорию сопла, а проверочный расчет осуществлять средствами моделирования.

Ключевые слова: аэродинамический объект, реактивное сопло, газодинамические характеристики, сечение сопла, скорость истечения, температура рабочего тела, давление газа, число Маха

Для цитирования: Методы определения газодинамических характеристик реактивного сопла аэродинамического объекта / А. Ф. Ильющенко [и др.] // Вес. Нац. акад. навук Беларусі. Сер. фіз.-тэхн. навук. – 2021. – Т. 66, № 3. – С. 320–328. <https://doi.org/10.29235/1561-8358-2021-66-3-320-328>

Aliaksandr Ph. Pyushchanka¹, Aleh K. Kryvanos¹, Andrei D. Chorny², Yauheni Ya. Piatsiushyk¹

¹State Research and Production Powder Metallurgy Association, Minsk, Republic of Belarus

²A. V. Luikov Heat and Mass Transfer Institute of National Academy Sciences of Belarus, Minsk, Republic of Belarus

**METHODS OF DETERMINATION OF THE GAS-DYNAMIC CHARACTERISTICS OF A JET NOZZLE
OF AN AERODYNAMIC OBJECT**

Abstract. The efficiency of aerodynamic objects with jet engines is the result of many factors, among which nozzle parameters are of great importance in relation to the general engine design and the energy source, that determines the composition and properties of the engine working medium. In this respect, an urgent need was to calculate nozzle gas-dynamic characteristics and geometric parameters at various designing and testing stages of jet engines. Relatively simple calculations involving a large num-

ber of assumptions and detailed modeling with regard to the maximum possible number of factors are the basis of the existing modeling approaches. In the present work, the problem was to assess an agreement between such modeling methods of a specific 'high-energy material – working medium – nozzle' system and the experimental ones. The calculations using one-dimensional nozzle theory and the gas dynamics modeling method revealed a 6 % difference in the results of various parameters. At the same time, a closer agreement was noted between the experimental data and the results predicted by the gas dynamics modeling method. Moreover, in comparison to one-dimensional theory, the gas dynamics modeling method of an engine jet nozzle is more labor-intensive and expensive for calculations. Therefore, from the practical viewpoint, it is advisable to give preference to one-dimensional theory to calculate the engine construction and to verify calculations with the use of the modeling methods.

Keywords: aerodynamic object, jet nozzle, gas-dynamic characteristics, nozzle cross-section, exhaust velocity, working medium temperature, gas pressure, Mach number

For citation: Пышчанка А. Ф., Крыванос А. К., Чорны А. Д., Пяцішук Я. Я. Methods of determination of the gas-dynamic characteristics of a jet nozzle of an aerodynamic object. *Vestsi Natsyyanal'nai akademii navuk Belarusi. Seryya fizika-technichnykh navuk = Proceedings of the National Academy of Sciences of Belarus. Physical-technical series*, 2021, vol. 66, no. 3, pp. 320–328 (in Russian). <https://doi.org/10.29235/1561-8358-2021-66-3-320-328>

Введение. Разработка энергонасыщенного композиционного материала (ЭКМ) предполагает получение источника концентрированной энергии, характеризующегося удельным и общим (суммарным) импульсом тяги, плотностью материала и другими параметрами, на основании которых принимается решение о его применении в составе двигателя аэродинамического объекта. С учетом получаемых в ходе разработки ЭКМ эксплуатационных характеристик рассчитываются основные элементы конструкции аэродинамического объекта [1]. Одним из таких элементов, определяющих режим работы аэродинамического объекта, является реактивное сопло двигателя.

Как известно, сопло предназначено для преобразования кинетической энергии образующихся в процессе горения ЭКМ газов в поступательное движение аэродинамического объекта [2]. От сбалансированности конструктивных характеристик сопла (площадь критического сечения сопла, геометрические размеры дозвуковой и сверхзвуковой частей сопла и др.) с эксплуатационными свойствами ЭКМ зависит КПД и надежность аэродинамического объекта в целом. Для расчета этих характеристик сопла с учетом свойств ЭКМ и требований к аэродинамическому объекту могут применяться различные методы.

Основные методы решения такой баллистической задачи рассмотрены в [1–6]. При этом в каждом конкретном случае в зависимости от типа исследуемого объекта, допускаемых погрешностей, получаемых по итогам расчета характеристик, и других особенностей задачи применяются различные методы. Большинство авторов указанных источников для проведения расчетов характеристик реактивного сопла используют два-три метода, которые позволяют получить характеристики реактивного сопла с определенной погрешностью, исходя из количества учитываемых факторов и сложности проведения расчетов [1, 2, 4, 6].

Цель настоящего исследования – рассмотреть основные методы расчета характеристик сопла, обосновать выбор наиболее целесообразного для определения параметров реактивного сопла оперенного аэродинамического объекта, а также провести расчеты с учетом характеристик ЭКМ, описанного в [7, 8], и сравнить полученные данные с результатами тестовых испытаний.

Методики и материалы исследования. Конструктивно двигатель аэродинамического объекта, использующего для совершения работы энергию ЭКМ, состоит из двух основных частей – камеры сгорания и соплового блока, центральным элементом которого является реактивное сопло [9]. При работе двигателя в результате сгорания ЭКМ формируется реактивная струя газообразных продуктов, истекающих в атмосферу, что приводит к появлению силы тяги и снижению силы лобового сопротивления за счет убыли донного сопротивления [1, 9].

Образующиеся при горении ЭКМ газообразные продукты поддерживают давление в камере сгорания. При течении по профилированному каналу реактивного сопла газообразные продукты увеличивают свою скорость с уменьшением давления от величины давления в камере сгорания p_0 до давления в выходном сечении сопла $p_{\text{вых}}$. Температура при этом уменьшается от температуры в камере сгорания T_0 до некоторой температуры $T_{\text{вых}}$ [9, 10]. При этом профиль реактивного сопла выполняется таким образом, что в его сужающейся части газообразные продукты сгорания, имеющие дозвуковую скорость на входе в сопло $V_{\text{вх}}$, разгоняются до скорости звука в критическом сечении $V_{\text{кр}}$, а далее в закритической (расширяющейся) части сопла приобретают сверхзвуковую скорость, и на выходе из сопла достигается некоторая величина $V_{\text{вых}}$ [9].

Характеристики течения газов, образующихся при горении ЭКМ в камере сгорания, в дозвуковой и сверхзвуковой частях сопла могут быть определены при построении пространственной модели (как минимум, двумерной). В то же время система уравнений, описывающая такую модель, достаточно сложная и не всегда нужна для получения расчетных характеристик реактивного сопла [6]. Поэтому чаще всего на практике используют одномерную теорию расчета реактивного сопла. Для подтверждения возможности использования одномерной теории с целью расчета реактивного сопла в проектировании элементов двигателя для разрабатываемого ЭКМ сравним расчетные характеристики с результатами моделирования и данными, полученными в ходе испытаний ЭКМ.

Газодинамические характеристики реактивного сопла аэродинамического объекта на основе одномерной теории. Для расчета параметров реактивного сопла аэродинамического объекта на основе одномерной теории сопла тяга двигателя P определяется по формуле [9–11]

$$P = \dot{m}V_{\text{вых}} + (p_{\text{вых}} - p_{\text{н}})S_{\text{вых}}, \quad (1)$$

где $p_{\text{вых}}$ – давление в выходном сечении сопла, $p_{\text{н}}$ – давление наружного окружающего воздуха, $S_{\text{вых}}$ – площадь выходного сечения сопла, $V_{\text{вых}}$ – скорость газов в выходном сечении сопла, \dot{m} – расход газа.

Известно, что расход газа \dot{m} , скорость на выходе из сопла $V_{\text{вых}}$ и тяга P зависят от давления в камере сгорания p_0 . В процессе работы двигателя p_0 изменяется: после воспламенения ЭКМ этот показатель резко возрастает, достигает максимального значения, далее уменьшается, при этом после сгорания ЭКМ (конец активного участка траектории) падает за счет истечения остаточного объема газообразных продуктов сгорания. При установившемся течении совершенного газа и отсутствии внешних сил, внешних источников массы и энергии в соответствии с одномерной теорией поток считается по длине сопла однородным по сечению, а скорость – прямолинейной (направленной вдоль оси сопла). Параметры движущегося газа являются функциями только продольной координаты.

Для расчета тяги и основных параметров сопла используются газодинамические функции, позволяющие установить связь между давлением, плотностью, температурой и числом Маха, а также с соответствующими параметрами торможения, в данном случае – параметрами в камере сгорания. Смесь газообразных продуктов сгорания в указанной ситуации подчиняется уравнению состояния совершенного газа. Первая газодинамическая функция является следствием равенства массовых расходов газа для различных сечений сопла [11]. Тогда отношение площади критического сечения $S_{\text{кр}}$ и произвольного сечения S выражается через скоростной коэффициент λ (приведенная скорость) и константу адиабаты γ :

$$q(\lambda) = \frac{S_{\text{кр}}}{S} = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \lambda \left(1 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \lambda^2 \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}, \quad (2)$$

где $\lambda = V/V_{\text{кр}}$ (V и $V_{\text{кр}}$ – скорость в произвольном сечении сопла и в его критическом сечении соответственно). Приведенная скорость λ по заданным значениям $q(\lambda)$ и γ вычисляется по формуле (2).

Состояние потока в произвольном сечении сопла (значения давления p , плотности ρ , температуры T , локального числа Маха M) при заданном соотношении $S_{\text{кр}}/S$ можно определить через набор следующих газодинамических функций [9, 11]:

$$\begin{aligned} \text{функция давления } \pi(\lambda) &= \frac{p}{p_0} = \left(1 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \lambda^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}, \\ \text{функция плотности } \varepsilon(\lambda) &= \frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \lambda^2 \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}, \\ \text{функция температуры } \tau(\lambda) &= \frac{T}{T_0} = \left(1 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \lambda^2 \right), \\ \text{функция скорости } Z(\lambda) &= \lambda + 1/\lambda. \end{aligned} \quad (3)$$

В формулах (3) газодинамические величины отнесены к параметрам торможения, обозначенным нижним индексом «0». В произвольном сечении сопла локальное число Маха (M) и расход газа (\dot{m}) задаются через газодинамические функции:

$$M^2 = \frac{2}{\gamma+1} \lambda^2 \left(1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \lambda^2 \right),$$

$$\dot{m} = \left(\sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \frac{1}{\sqrt{R}} \right) \frac{p_0 S}{\sqrt{T_0}} q(\lambda) = B \frac{p_0 S}{\sqrt{T_0}} q(\lambda). \quad (4)$$

С учетом выражения (1) тягу P и удельный импульс $I_{уд}$ можно выразить через газодинамические функции (3) следующим образом [11]:

$$P = p_0 S_{кр} \left(\left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{1/(\gamma-1)} Z(\lambda_{вых}) - \frac{p_H}{p_0} \frac{1}{q(\lambda_{вых})} \right),$$

$$I_{уд} = \frac{P}{\dot{m}} = \frac{\sqrt{T_0}}{B q(\lambda_{кр})} \left(\left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{1/(\gamma-1)} Z(\lambda_{вых}) - \frac{p_H}{p_0} \frac{1}{q(\lambda_{вых})} \right). \quad (5)$$

Здесь $\lambda_{вых}$ – приведенная скорость в выходном сечении сопла. В критическом сечении сопла $\lambda_{кр} = 1$. Поскольку давление p_0 соответствует давлению газов в камере сгорания, то из формул (5) следует, что тяга двигателя во времени изменяется аналогично давлению в камере.

Основным недостатком применения одномерной теории сопла являются предположения однородности по сечению и зависимости параметров движущегося газа только от продольной координаты. Устранение такого недостатка обычно производится введением в расчетные формулы ряда поправочных коэффициентов, первоначально неизвестных и полученных расчетно-экспериментальным способом [9, 11]. Методы вычислительной газодинамики позволяют моделировать сопловой блок аэродинамического объекта с минимальными допущениями к конструкции реактивного сопла и достаточно точно описывать движущиеся газовые потоки в нем [12, 13].

Газодинамические характеристики реактивного сопла аэродинамического объекта на основе моделирования газовой динамики. Порядок использования метода вычислительной газодинамики описан в [14], где для синхронизации характеристик аэродинамического объекта (в частности, лобового сопротивления на разных скоростях) со свойствами полученного ЭКМ разработана физико-математическая модель обтекания оперенных аэродинамических объектов высокоскоростным потоком сжимаемых газов. В модели использовалось уравнение состояния совершенного газа как для воздуха, обтекающего рассматриваемый аэродинамический объект, так и для газообразной смеси продуктов сгорания. Также решались осредненные по Рейнольдсу трехмерные уравнения Навье–Стокса, уравнение энергии и уравнения SST- $k-\omega$ модели турбулентности с целью нахождения распределений скорости, давления, температуры, турбулентных характеристик и т.д.

Преобразованные методом конечных объемов в систему линейных алгебраических уравнений дискретные аналоги уравнений физико-математической модели решались с помощью итерационных методов.

Описанная в [14] модель (в том числе расчетная область и граничные условия) может использоваться для расчета характеристик реактивного сопла двигателя аэродинамического объекта при некоторых уточнениях: введении в проводимые расчеты геометрической области сопла и условий во входном сечении сопла (статическое давление, температура и расход газообразных продуктов сгорания).

Сравнение характеристик сопла аэродинамического объекта, полученных на основе одномерной теории и метода моделирования газовой динамики. Для сопоставления результатов, полученных на основе одномерной теории и метода моделирования газовой динамики

сопла, был рассмотрен сопловой блок модельного двигателя для оперенного аэродинамического объекта, описанного в [14]. Для расчета принимались следующие характеристики:

$$\begin{aligned} \text{площадь входного сечения сопла } S_{\text{вх}} &= 24,36 \text{ см}^2; \\ \text{площадь выходного сечения сопла } S_{\text{вых}} &= 37,9 \text{ см}^2; \\ \text{площадь критического сечения сопла } S_{\text{кр}} &= 3,80 \text{ см}^2. \end{aligned}$$

Задавались следующие условия в камере модельного двигателя: молекулярный вес продуктов сгорания $\mu = 22,822$ г/моль, константа адиабаты $\gamma = 1,2412$, давление $p_0 = 12$ МПа, температура $T_0 = 2501$ К.

В табл. 1 приведены значения газодинамических функций, рассчитанных при заданных $S_{\text{кр}}/S_{\text{вых}}$ и $S_{\text{кр}}/S_{\text{вх}}$. По данным табл. 1 и согласно формулам (1)–(4) по одномерной теории сопла рассчитывались давление, температура и скорость в характерных сечениях сопла. Значения этих характеристик приведены в табл. 2.

Т а б л и ц а 1. Значения газодинамических функций для параметров сопла модельного ракетного двигателя по одномерной теории сопла

Table 1. Values of gas-dynamic functions for the parameters of the nozzle of a model rocket engine according to the one-dimensional theory of the nozzle

Характеристики	Приведенная скорость, λ	Отношение площадей, q	Функция давления, π	Функция температуры, τ	Функция плотности, ϵ	Функция скорости, Z	Число Маха, M
На выходе из сопла	2,326	0,1003	0,0113	0,4196	0,0269	2,7564	3,394
В критическом сечении	1	1	0,5565	0,8927	0,6234	2	1
На входе в сопло	0,09753	0,1561	0,9947	0,9989	0,9958	10,3505	0,0922

Т а б л и ц а 2. Значения газодинамических параметров в характерных сечениях сопла модельного ракетного двигателя по одномерной теории сопла

Table 2. Values of gas-dynamic parameters in the typical cross-sections of the nozzle of a model rocket engine according to the one-dimensional theory of the nozzle

Характеристики	Статическое давление, p , МПа	Статическая температура, T , К	Скорость газа, V , м/с
На выходе из сопла	0,13548	1049	2334,96
В критическом сечении	6,67848	2233	1003,85
На входе в сопло	11,9369	2498	97,91

Величину расхода газа \dot{m} , тяги P и удельного импульса $I_{\text{уд}}$ также оценивали по величине газодинамических функций согласно формулам (1)–(5):

$$\begin{aligned} \dot{m} &= B \frac{p_0 S_{\text{кр}}}{\sqrt{T_0}} q(\lambda_{\text{кр}}) = 3,1392 \text{ кг/с}, \\ P &= p_0 S_{\text{кр}} \left(\left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{1/(\gamma-1)} Z(\lambda_{\text{вых}}) - \frac{p_{\text{н}}}{p_0} \frac{1}{q(\lambda_{\text{вых}})} \right) = 7456,95 \text{ Н}, \\ I_{\text{уд}} &= \frac{P}{\dot{m}} = \frac{7456,95}{3,1392} = 2375 \text{ (Н} \cdot \text{с)/кг}. \end{aligned}$$

Т а б л и ц а 3. Параметры для задания граничного условия во входном сечении сопла модельного ракетного двигателя

Table 3. Parameters for setting the boundary condition in the inlet section of the model rocket engine

Число Маха, M	Статическое давление, p , МПа	Статическая температура, T , К	Интенсивность турбулентности, T_i , %	Гидравлический диаметр, D_h , мм
0,0922	11,9369	2498	1	55,7

Удельный импульс в пустоте ($p_{\text{н}} = 0$) составил $I_{\text{уд}}(p_{\text{н}} = 0) = 2498$ (Н·с)/кг.

Для моделирования истечения продуктов сгорания в окружающую среду в соответствии с подходами, описанными в [14], во входном сечении сопла задавались граничные условия, приведенные в табл. 3.

Однако в отличие от условий, рассматриваемых в [14], где исследовался пассивный

участок траектории, моделирование работы реактивного сопла осуществлялось на активном участке траектории полета аэродинамического объекта. Прежде всего, изучался газовый поток (распределение локального числа Маха и температуры в структуре потока газов), истекающий в атмосферу из сверхзвуковой части реактивного сопла. При этом исследование проводилось для разных скоростей рассматриваемого аэродинамического объекта. Результаты моделирования (структура газового потока) для скоростей $M = 1,05$ и $M = 1,9$ показаны на рис. 1 и 2.

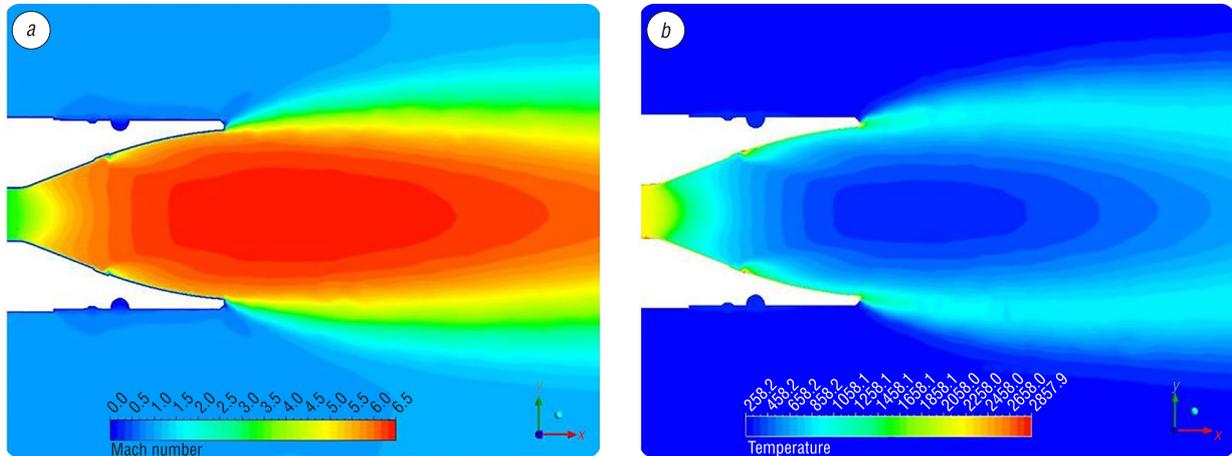


Рис. 1. Распределение в структуре истекающего газового потока при $M = 1,05$: a – локального числа Маха, b – температуры

Fig. 1. Distribution in the structure of the exhaust gas flow with $M = 1.05$: a – the local Mach number, b – temperature

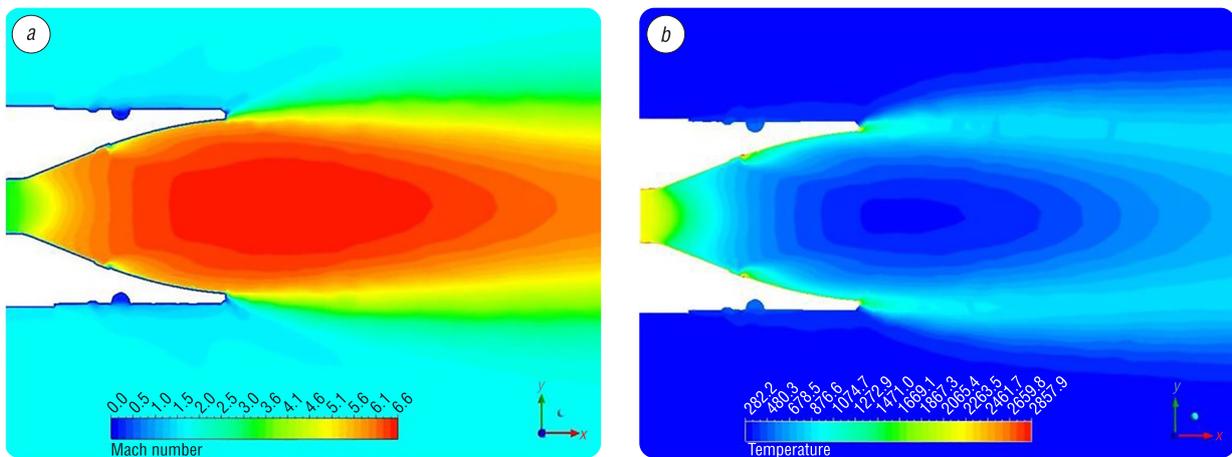


Рис. 2. Распределение в структуре истекающего газового потока при $M = 1,9$: a – локального числа Маха, b – температуры

Fig. 2. Distribution in the structure of the exhaust gas flow with $M = 1.9$: a – the local Mach number, b – temperature

Как видно из рис. 1 и 2, независимо от скорости полета аэродинамического объекта ядро струи продуктов сгорания около выхода из сопла остается постоянным и по своей длине составляет порядка двух диаметров выходного сечения сопла. Различие в струйном течении возникает далее в следовой области облака продуктов сгорания – для больших скоростей полета происходит поджатие струи.

Проведение аналогично [14] моделирования для различных скоростей полета (различные значения числа Маха набегающего потока) аэродинамического объекта показало, что компенсация силы сопротивления воздуха за счет действия силы тяги двигателя, равной $P = 7456,95$ Н, происходит при числе Маха около $M = 1,7$ (избыточная тяга принимает значение, равное нулю). Это соответствует скорости $V = 581$ м/с, характерной для рассмотренного типа аэродинамического объекта [14].

Полученные в процессе моделирования характеристики истекающего потока газов из реактивного сопла приведены в табл. 4 в сравнении с аналогичными значениями, рассчитанными по одномерной теории сопла.

Т а б л и ц а 4. Характеристики потока на выходе из сопла аэродинамического объекта, полученные различными методами

T a b l e 4. Flow characteristics at the nozzle output of an aerodynamic object, obtained by various methods

Метод исследования	Число Маха, М	Статическое давление, p , МПа	Статическая температура, T , К	Скорость истечения газа, V , м/с	Расход газа, m , кг/с	Тяга двигателя, P , Н
Одномерная теория сопла	3,394	0,13 548	1049	2334,96	3,1392	7456,7
Моделирование	3,029	0,16 500	1202	2203,57	3,1213	7110,33

Верификацию рассмотренных методов определения газодинамических характеристик реактивного сопла проводили путем сравнения расчетного значения удельного импульса со значением, полученным в ходе натурных испытаний аэродинамического объекта. Значение удельного импульса, рассчитанного по одномерной теории сопла, составило 2375 (Н·с)/кг, тогда как согласно результатам моделирования газовой динамики его значение было 2278 (Н·с)/кг, а полученное экспериментально в ходе натурных испытаний – 2133 (Н·с)/кг.

Как видно из сравнения приведенных результатов, расчеты по одномерной теории сопла переоценивают удельный импульс и тягу по сравнению с моделированием. Это может быть связано с тем, что в одномерной теории рассматривается идеальное сопло, тогда как при моделировании используется реальная геометрия соплового блока двигателя, что позволяет учесть потери давления, неоднородные распределения температуры и скорости газа по сечению сопла и т. д. При этом сами результаты моделирования могут содержать неточности, поскольку для газообразных продуктов сгорания удельная теплоемкость, константа адиабаты и другие теплофизические характеристики принимались постоянными. В силу существенного изменения давления и температуры по каналу сопла эти параметры необходимо принимать в виде функциональных зависимостей от температуры и давления. С этой целью требуется проведение предварительного дополнительного термодинамического расчета свойств газообразных продуктов сгорания топлива, что является отдельной задачей, и дальнейшего уточнения расчетов посредством моделирования.

Заключение. По результатам анализа рассмотренных методов (одномерной теории сопла и метода моделирования газовой динамики) подтверждена возможность их использования с определенными допущениями для определения газодинамических характеристик реактивного сопла двигателя аэродинамического объекта. Полученные различия в значениях тягово-силовых характеристик связаны с допущениями, принятыми в одномерной теории сопла и устранимыми в методе моделирования газовой динамики. Однако метод моделирования газовой динамики реактивного сопла двигателя является более трудоемким и затратным для проведения расчетов по сравнению с одномерной теорией. В связи с этим с практической точки зрения для проведения конструкторских расчетов двигателя целесообразно использовать одномерную теорию, а проверочный расчет, при необходимости, осуществлять средствами моделирования.

Список использованных источников

1. Yumusak, M. Analysis and design optimization of solid rocket motors in viscous flows / M. Yumusak // *Computers & Fluids*. – 2013. – № 75. – P. 22–34. <https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2013.01.011>
2. Биматов, В. И. Внешняя баллистика: учеб. пособие / В. И. Биматов, В. Д. Мерзляков, В. П. Степанов. – Томск: Изд-во Томского ун-та, 1993. – Ч. 1. – 168 с.
3. Studies on the influence of testing parameters on dynamic and transient properties of composite solid rocket propellants using a dynamic mechanical analyzer / V. Wani [et al.] // *J. Aerosp. Technol. Manag.* – 2012. – Vol. 4, iss. 4. – P. 443–452. <https://doi.org/10.5028/jatm.2012.04044012>
4. Nozzle flow separation fluid-thermal-structure load transfer coupled analysis and test research / H. Hai-Feng [et al.] // *J. Astronautics*. – 2011. – Vol. 32, № 7. – P. 1534–1542.

5. Experimental and numerical study of jet mixing from a shock-containing nozzle / Q. Xiao [et al.] // *Journal of Propulsion and Power*. – 2009. – Vol. 25, №3. – P. 688–696. <http://doi.org/10.2514/1.37022>
6. Silton, S. Navier-stokes computations for a spinning projectile from subsonic to supersonic speeds / S. Silton // *J. Spacecraft Rockets*. – 2005. – Vol. 42, №2. – P. 223–231. <https://doi.org/10.2514/1.4175>
7. Кривонос, О.К. Методология разработки энергонасыщенного гетерогенного композиционного материала / О.К. Кривонос, А.Ф. Ильющенко, Е.Е. Петушик // *Порошковая металлургия: респ. межвед. сб. науч. трудов / редкол.: А.Ф. Ильющенко [и др.]*. – Минск: НАН Беларуси, 2020. – Вып. 43. – С. 122–129.
8. Разработка математической модели структурообразования энергонасыщенного композиционного материала / О.К. Кривонос [и др.] // *Полимерные материалы и технологии*. – 2021. – Т. 7, №1. – С. 23–32. <https://doi.org/10.32864/polymmattech-2020-6-4-23-32>
9. Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей: учеб. для студентов высш. техн. учеб. заведений / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин; под ред. В.П. Глушко. – М.: Машиностроение, 1989. – 464 с.
10. Павлюк, Ю.С. Баллистическое проектирование ракет: учеб. пособие для вузов / Ю.С. Павлюк. – Челябинск: Изд-во ЧГТУ, 1996. – 92 с.
11. Абугов, Д.И. Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива: учеб. для машиностроительных вузов / Д.И. Абугов, В.М. Бобылев. – М.: Машиностроение, 1987. – 272 с.
12. Роль компьютерного моделирования и физического эксперимента в исследованиях аэрогазодинамики ракетно-космических систем в процессе проектирования / Н.П. Алабова [и др.] // *Космическая техника и технологии*. – 2014. – №3 (6). – С. 14–21.
13. Гарбарук, А.В. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений / А.В. Гарбарук, М.Х. Стрелец, М.Л. Шур. – СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2012. – 88 с.
14. Ильющенко, А.Ф. Способ определения баллистического коэффициента оперенного аэродинамического объекта / А.Ф. Ильющенко, О.К. Кривонос, А.Д. Чорный // *Проблемы физики, математики и техники*. – 2021. – №2 (47). – С. 90–97.

References

1. Yumusak M. Analysis and design optimization of solid rocket motors in viscous flows. *Computers & Fluids*, 2013, vol. 75, no. 75, pp. 22–34. <https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2013.01.011>
2. Bimatov V. I., Merzlyakov V. D., Stepanov V. P. *External Ballistics. Part 1*. Tomsk, Publishing House of Tomsk University, 1993. 168 p. (in Russian).
3. Wani V., Mehihal M., Jain S., Singh P. P., Bhattacharya B. Studies on the influence of testing parameters on dynamic and transient properties of composite solid rocket propellants using a dynamic mechanical analyzer. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 2012, vol. 4, iss. 4, pp. 443–452. <https://doi.org/10.5028/jatm.2012.04044012>
4. Hai-Feng H., Bao F.-T., Wang Y.-J., Cai Q., Liu Y. Nozzle flow separation fluid-thermal-structure load transfer coupled analysis and test research. *Journal of Astronautics*, 2011, vol. 32, no. 7, pp. 1534–1542.
5. Xiao Q., Tsai H., Papamoschou D., Johnson A. F. Experimental and numerical study of jet mixing from a shock-containing nozzle. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, vol. 25, no. 3, pp. 688–696. <http://doi.org/10.2514/1.37022>
6. Silton S. Navier-stokes computations for a spinning projectile from subsonic to supersonic speeds. *Journal of Spacecraft Rockets*, 2005, vol. 42, no. 2, pp. 223–231. <https://doi.org/10.2514/1.4175>
7. Kryvanos A. K., Ilyushchanka A. Ph., Piatsiushyk Ya. Ya. Methodology for the development of an energy-saturated heterogeneous composite material. *Poroshkovaya metallurgiya: respublikanskiy mezhvedomstvennyi sbornik nauchnykh trudov* [Powder Metallurgy: republican interdepartmental collection of scientific papers]. Minsk, National Academy of Sciences of Belarus, 2020, issue 43, pp. 122–129 (in Russian).
8. Kryvanos A. K., Ilyushchanka A. Ph., Piatsiushyk Ya. Ya., Buloichik V. M. Development of a mathematical model for the structure formation of an energy-saturated composite material. *Polimernye materialy i tekhnologii* [Polymer Materials and Technologies], 2021, vol. 7, no. 1, pp. 23–32 (in Russian). <https://doi.org/10.32864/polymmattech-2020-6-4-23-32>
9. Alemasov V. E., Dregalin A. F., Tsishyn A. P., Glushko V. P. (ed.) *The Theory of Rocket Engines*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989. 464 p. (in Russian).
10. Pavlyuk Yu. S. *Ballistic Missile Design*. Chelyabinsk: Publishing House of Chelyabinsk State Technical University, 1996. 92 p. (in Russian).
11. Abugov D. I., Bobylev V. M. *Theory and Calculation of Solid-Fuel Rocket Engines*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987. 272 p. (in Russian).
12. Alabova N. P., Bryukhanov N. A., Dyadkin A. A., Krylov A. N., Simakova T. V. The role of computer modeling and physical experiment in the study of aerogas dynamics of rocket-space systems in the design process. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii = Space Engineering and Technology*, 2014, no. 3 (6), pp. 14–21 (in Russian).
13. Garbaruk A. V., Strelets M. Kh., Shur M. L. *Turbulence Modeling in Computation of Complex Flows*. St. Petersburg, Publishing House of Polytechnic University, 2012. 88 p. (in Russian).
14. Ilyushchanka A. Ph., Kryvanos A. K., Chorny A. D. Approach for determination of ballistic coefficient of a tail aerodynamic object. *Problemy fiziki, matematiki i tekhniki = Problems of Physics, Mathematics and Technics*, 2021, no. 2 (47), pp. 90–97 (in Russian).

Информация об авторах

Ильющенко Александр Федорович – член-корреспондент Национальной академии наук Беларуси, доктор технических наук, профессор, генеральный директор Государственного научно-производственного объединения порошковой металлургии – директор Института порошковой металлургии имени академика О.В. Романа, Государственное научно-производственное объединение порошковой металлургии (ул. Платонова, 41, 220005, Минск, Республика Беларусь). E-mail: alexil@mail.belpak.by

Кривонос Олег Константинович – кандидат военных наук, заместитель генерального директора, Государственное научно-производственное объединение порошковой металлургии (ул. Платонова, 41, 220005, Минск, Республика Беларусь). E-mail: Krivonos_ok@tut.by

Чорный Андрей Дмитриевич – кандидат физико-математических наук, доцент, заведующий лабораторией турбулентности, Институт тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова Национальной академии наук Беларуси (ул. П. Бровки, 15, 220072, Минск, Республика Беларусь). E-mail: anchor@hmti.ac.by

Петюшик Евгений Евгеньевич – доктор технических наук, профессор, заместитель генерального директора по научной работе, Государственное научно-производственное объединение порошковой металлургии (ул. Платонова, 41, 220005, Минск, Республика Беларусь). E-mail: pet65@bk.ru

Information about the authors

Aliaksandr Ph. Ilyushchanka – Correspondent Member of the National Academy of Sciences of Belarus, D. Sc. (Engineering), Professor, Director General of the State Research and Production Powder Metallurgy Association – Director of the O.V. Roman Powder Metallurgy Institute, State Research and Production Powder Metallurgy Association (41, Platonov Str., 220005, Minsk, Republic of Belarus). E-mail: alexil@mail.belpak.by

Aleh K. Kryvanos – Ph. D. (Military Science), Deputy of Director General, State Research and Production Powder Metallurgy Association (41, Platonov Str., 220005, Minsk, Republic of Belarus). E-mail: Krivonos_ok@tut.by

Andrei D. Chorny – Ph. D. (Physics and Mathematics), Associate Professor, Head of Turbulence Laboratory, A. V. Luikov Heat and Mass Transfer Institute of the National Academy of Sciences of Belarus (15, P. Brovka Str., 220072, Minsk, Republic of Belarus). E-mail: anchor@hmti.ac.by

Yauheni Ya. Piatsiushyk – D. Sc. (Engineering), Professor, Deputy of Director General for Research, State Research and Production Powder Metallurgy Association (41, Platonov Str., 220005, Minsk, Republic of Belarus). E-mail: pet65@bk.ru