

УДК 621.45.023

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ИЗМЕНЕНИЙ ВЫХОДНОГО СЕЧЕНИЯ СОПЛА НА ОСНОВНОЕ УСИЛИЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

С. А. СЕМЕНОВ¹, В. П. МАХРОВ²

¹address-semenov@yandex.ru, ²v-machrov@yandex.ru

¹АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение»

²ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ)

Поступила в редакцию 03.11.2020

Аннотация. В работе проведено численное исследование влияния уменьшения диаметра выходного сечения сопла на характеристики ракетного двигателя беспилотного летательного аппарата. Дополнительно проведено аналитическое исследование задачи истечения газов из сопла. Приведено сравнение результатов численного и аналитического методов исследования. Показана целесообразность учета в аналитических расчетах потерь на диссипацию и неоднородность течения. Выделено дополнительное применение результатов численного исследования характеристик ракетного двигателя.

Ключевые слова: РДТТ; CFD; ракетный двигатель; сопло; БЛА; численное моделирование.

ВВЕДЕНИЕ

При модернизации или проектировании агрегатов беспилотных летательных аппаратов (БЛА) для снижения их себестоимости и времени их разработки могут использоваться унифицированные детали и узлы, обеспечивающие потребные характеристики агрегатов, например использование в модернизированном ракетном двигателе твердого топлива (РДТТ) сопла от его прототипа. Однако конструктивная проработка и перекомпоновка агрегатов БЛА привели к необходимости отказа от использования в модернизированном РДТТ унифицированного сопла и уменьшения диаметра в его выходном сечении до 20 %. В этой связи целью данного численного исследования является анализ влияния уменьшения выходного диаметра сопла РДТТ на его тягу.

Для оценки влияния уменьшения диаметра выходного сечения сопла на характеристики двигателя проведено численное моделирование работы двигателя методом

конечных элементов. Также проведено аналитическое исследование задачи истечения газов из сопла. Приведено сравнение результатов численного и аналитического методов исследования.

Методика численного моделирования позволяет определить тягу ракетного двигателя с более высокой точностью, чем аналитический метод, хотя и с большими затратами. Кроме того, численное моделирование позволяет оценить характер выходной струи двигателя, что может быть полезным, например, при предварительной оценке влияния струи на носитель.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассмотрены в качестве примера две схемы сопла: схема с диаметром выходного сечения сопла $D_{в1} = 100$ мм и схема с диаметром выходного сечения сопла $D_{в2} = 80$ мм (рис. 1). Диаметр критического сечения $d_{кр}$ принят одинаковым. Профили критической и дозвуковой части сопла идентичны.

Таким образом, схемы отличаются профилем сверхзвуковой части сопла (диффузора).

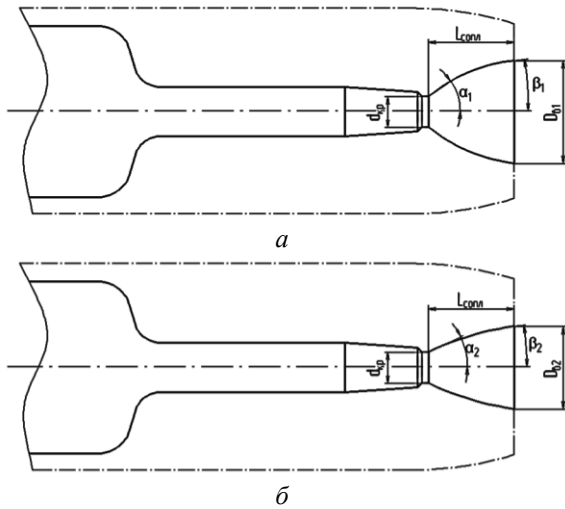


Рис. 1. Схемы исследуемого сопла двигателя БЛА: а – с диаметром выходного сечения сопла $D_{в1}$; б – с диаметром $D_{в2}$

Обе схемы РДТТ сравнивались при двух режимах его работы: стартовом режиме (С) и маршевом режиме (М). Для каждого режима полная температура газа в камере сгорания принята одинаковой.

В численном и аналитическом решениях задачи в качестве рабочего газа используется воздух; конденсированная фаза в расчетах не учитывалась. В качестве параметров окружающей среды принята стандартная атмосфера. Исходные данные задачи сведены в табл. 1.

Таблица 1

Исходные данные

Режим работы двигателя	Диаметр выходного сечения сопла, мм	Температура в камере, К	Давление в камере, атм	Температура окружающей среды, К	Давление окружающей среды, атм
С	$D_{в1} = 100$	3500	131	273	1
	$D_{в2} = 80$	3500	131	273	1
М	$D_{в1} = 100$	3500	45	273	1
	$D_{в2} = 80$	3500	45	273	1

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

Численное моделирование проводилось в современном программном комплексе вычислительной гидродинамики (CFD). Для этого на основе двух конструкторских 3D-моделей РДТТ были построены две упрощенные расчетные 3D-модели, после чего построены две сеточные модели и проведены четыре численных расчета с заданными граничными условиями [1, 2].

Ввиду наличия оси симметрии расчетная модель представляет собой сектор с углом раствора 10° и содержит камеру сгорания ракетного двигателя, сопло с газоходом и выходную область (рис. 2) [2, 3].

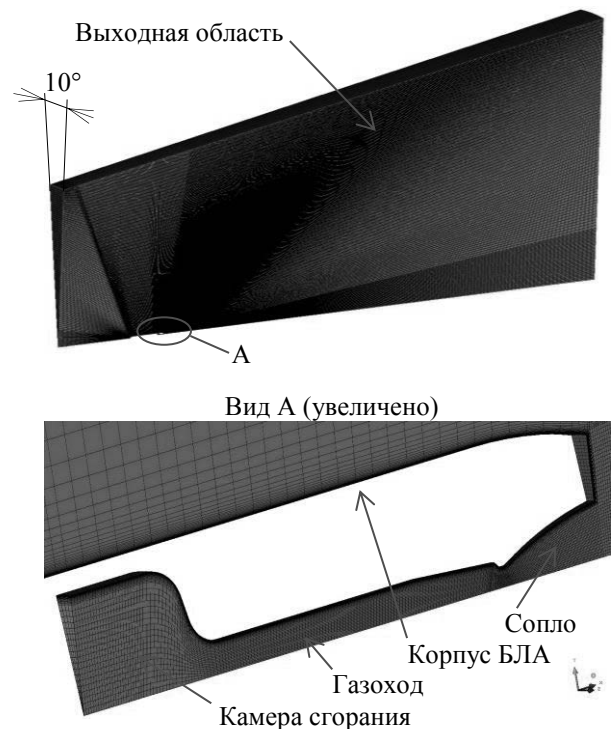


Рис. 2. Расчетная сетка

Расчетная сетка гексаэдрическая, размером ≈ 392 тыс. узлов (рис. 2). Для моделирования пограничного слоя сетка сгущена к внутренним стенкам двигателя и внешним стенкам БЛА до высоты $\approx 0,05$ мм; толщина пограничного слоя составляет 20 элементов.

Модель турбулентности – Shear Stress Transport. Рабочее тело – воздух. Течение сжимаемое, без теплообмена со стенками тракта двигателя. Использовались следующие типы граничных условий:

- Symmetry для боковых стенок сектора;
- Opening subsonic с заданием открытого относительного давления и статической температуры окружающей среды для торцов выходной области;
- Wall без скольжения для стенок камеры сгорания, газохода, сопла и корпуса БЛА;

- Inlet subsonic с заданием полного давления, статической температуры и с интенсивностью турбулентности 10 % для торца камеры сгорания.

Величины параметров в данных границах использованы в соответствии с табл. 1.

Результаты численного моделирования представлены на рис. 3–6 и приведены в табл. 2.

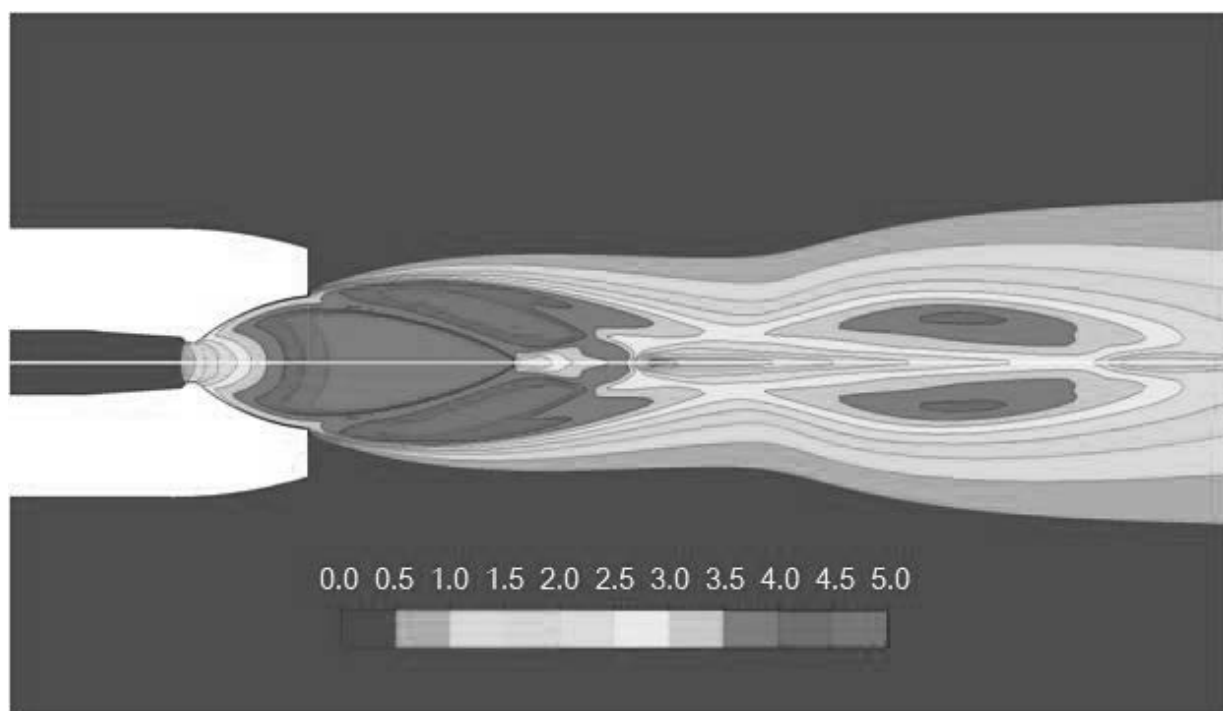


Рис. 3. Распределение числа Маха. Сопло D_{v1} . Стартовый режим

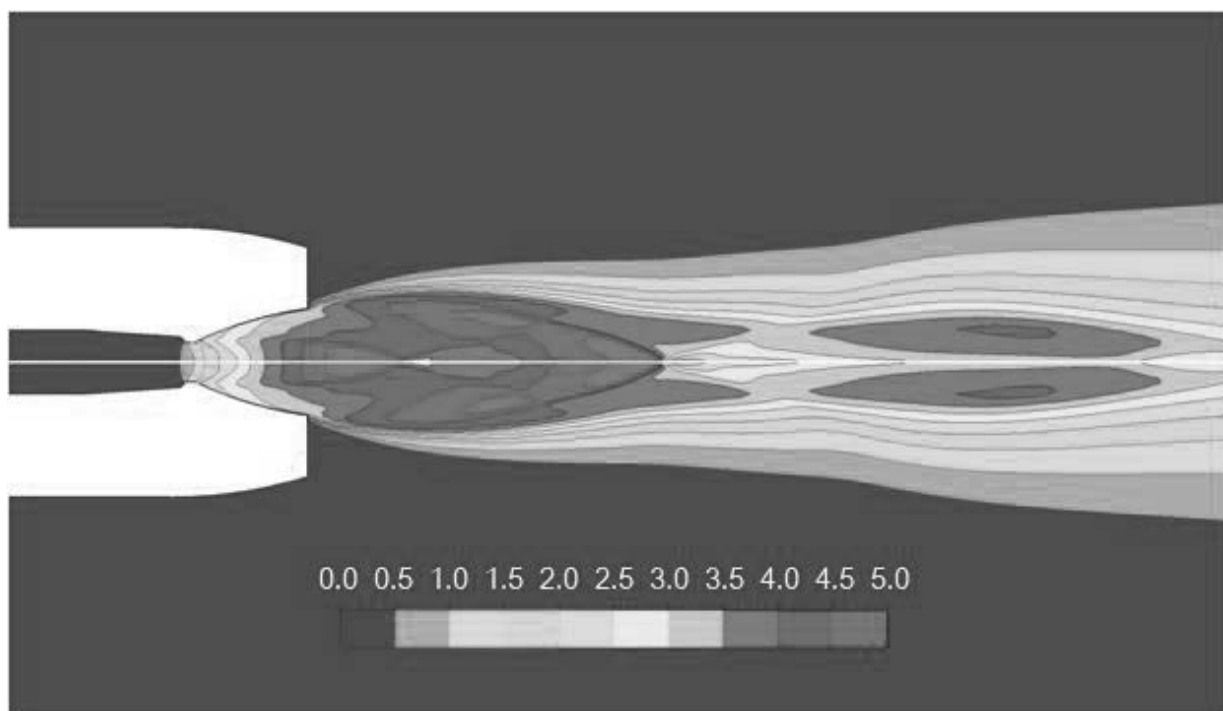


Рис. 4. Распределение числа Маха. Сопло D_{v2} . Стартовый режим

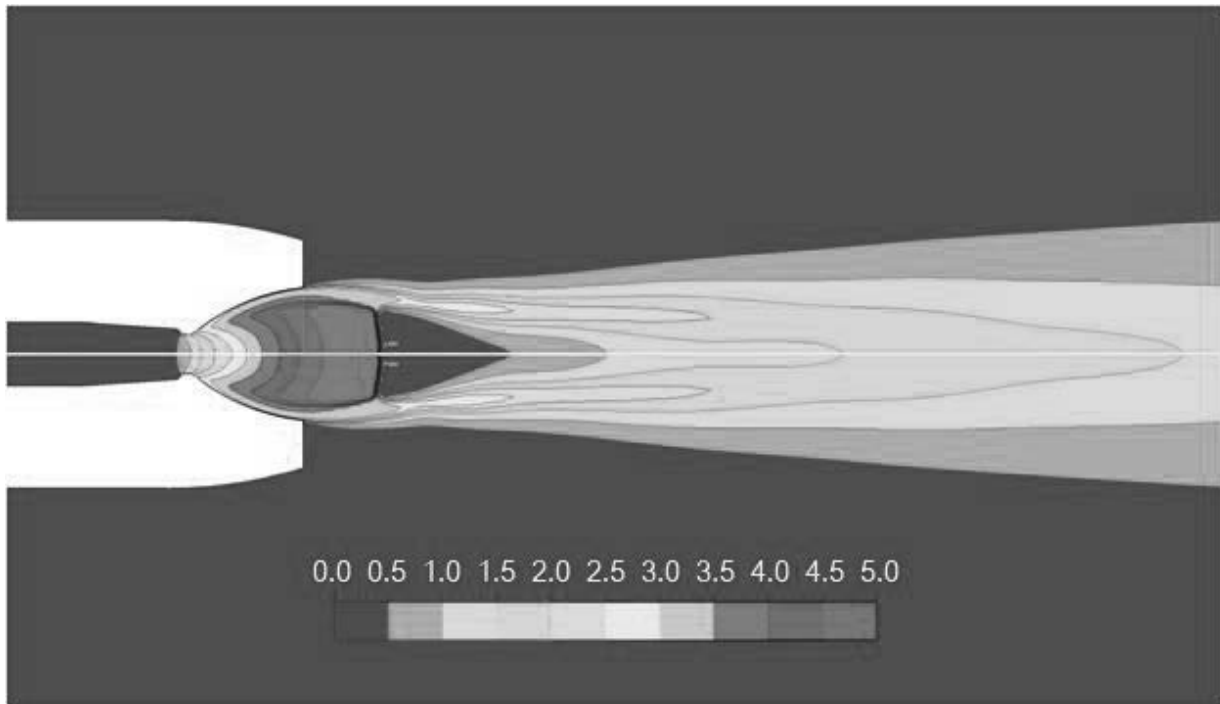


Рис. 5. Распределение числа Маха. Сопло D_{b1} . Маршевый режим

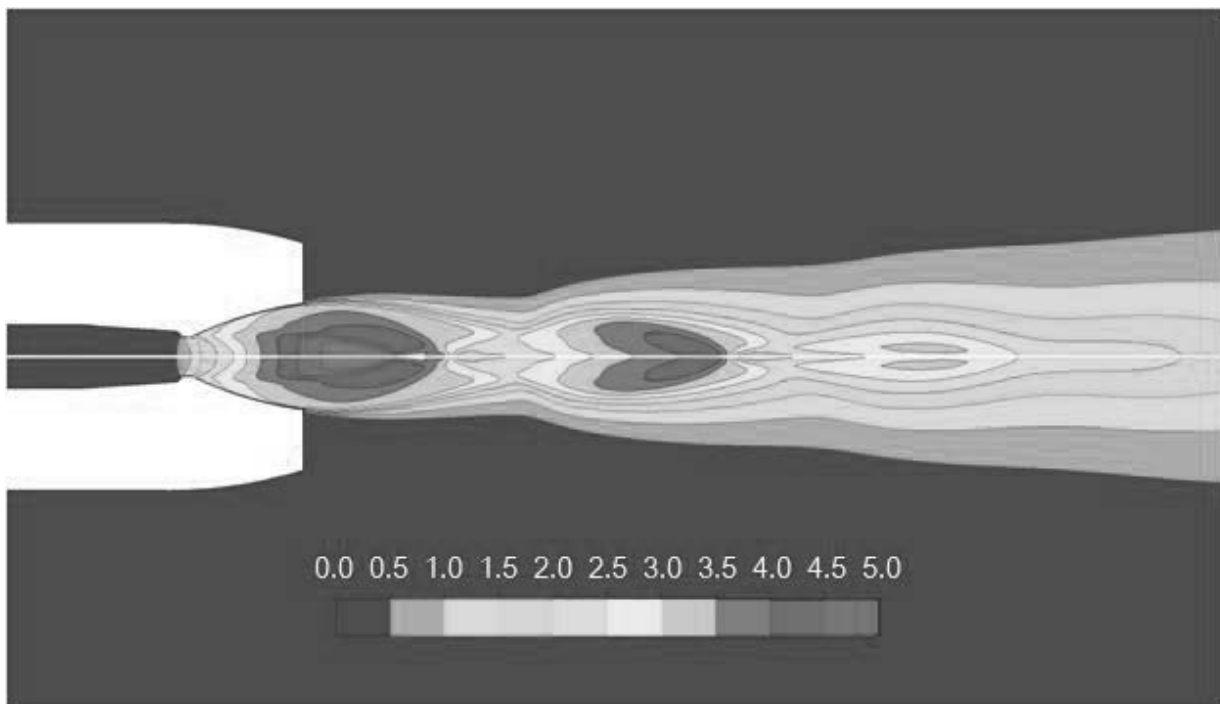


Рис. 6. Распределение числа Маха. Сопло D_{b2} . Маршевый режим

АНАЛИТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ

С целью дополнительного анализа и сравнения методов проведено аналитическое решение задачи истечения воздуха из сопла. Задача решалась со следующими допущениями: течение одномерное, стационарное и изэнтропическое; влияние диссипативных сил не учитывается [4, 5].

Для каждого из четырех расчетных случаев решалось уравнение (1) и находилась безразмерная скорость потока λ_a в выходном сечении сопла:

$$q(\lambda_a) = \frac{F^*}{F_{\text{вых}}}, \quad (1)$$

где $q(\lambda) = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \lambda \cdot \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}}$ —

газодинамическая функция; $k = 1,4$ – показатель адиабаты воздуха; λ_a – безразмерная скорость потока; F^* и $F_{\text{вых}}$ – диаметры критического и выходного сечений сопла.

Далее по найденной безразмерной скорости потока λ_a определялись скорость звука $a_{\text{кр}}$ в критическом сечении сопла и статическое давление p_a в выходном сечении сопла:

$$a_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{2k}{k+1}} \cdot R_{\Gamma} \cdot T_0;$$

$$p_a = p_0 \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_a^2 \right)^{\frac{k}{k-1}},$$

где T_0 – полная температура в камере, p_0 – полное давление в камере.

По данным параметрам потока вычислялся теоретический расход воздуха $G_{\text{теор}}$ и теоретическая тяга двигателя P :

$$G_{\text{теор}} = \sqrt{k} \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \cdot \frac{p_0 \cdot F^*}{\sqrt{R_{\Gamma} \cdot T_0}};$$

$$P = \frac{k+1}{k} \cdot G_{\text{теор}} \cdot a_{\text{кр}} \cdot K_a - F_{\text{вых}} \cdot p_n,$$

где $K_a = \frac{\lambda_a + \lambda_a^{-1}}{2}$ – коэффициент реактивности сопла.

Результаты аналитического решения задачи приведены в табл. 2.

Для оценки влияния диссипативных сил и неоднородности потока после анализа предварительных результатов было проведено дополнительное аналитическое решение задачи истечения воздуха из сопла в несколько более точной постановке [4]. Влияние диссипативных сил и радиальной составляющей потока в диффузоре учитывается с помощью введения в аналитическую модель сопла поправочных коэффициентов к коэффициенту реактивности потока K_a по зависимости (2):

$$K_{a \text{ уточн}} = \chi_{\mu} \cdot [1 + \chi_{\theta} \cdot \chi_n \cdot (K_a - 1)], \quad (2)$$

где $\chi_{\mu} \approx 0,98$ – коэффициент, учитывающий потери на диссипацию; $\chi_{\theta} = \frac{\ln(1 + \tan(\theta)^2)}{\tan(\theta)^2}$ –

коэффициент, учитывающий потери в диффузоре за счет неоднородности (радиального расширения) течения, зависящий от угла полураствора сопла θ (здесь $\chi_{\theta} = 0,93$ и $\chi_{\theta} = 0,96$ для диаметров сопла $D_{\text{в1}}$ и $D_{\text{в2}}$); $\chi_n = 1$ – коэффициент, учитывающий потери на нестационарность течения (в данной задаче поток принят стационарным).

Таблица 2

Результаты и анализ численного и аналитического исследования

Режим	Диаметр сопла в выходном сечении, мм	Коэффициент расхода μ	Относительный прирост тяги, определенный аналитически, $\Delta P_{\text{ч}}$, %	Относительный прирост тяги, определенный численно, $\Delta P_{\text{ч}}$, %	Отличие аналитической тяги $P_{\text{т}}$ от численной $P_{\text{н-ч}}$ в данном режиме, %	Аналитическое значение статического давления в выходном сечении, кгс/см ²	Степень нерасчетности по результатам аналитического моделирования	Численное значение статического давления в выходном сечении, кгс/см ²	Степень нерасчетности по результатам численного моделирования
Аналитический расчет без учета диссипативных сил и радиальной составляющей потока									
С	100	0,93	-0,26	+2,78	+12,8	1,429	0,700	0,920	1,087
	80	0,93			+9,4	2,588	0,386	1,567	0,638
М	100	0,93	+3,90	+7,92	+14,4	0,491	2,037	0,320	3,125
	80	0,93			+10,1	0,889	1,125	0,542	1,845
Аналитический расчет с учетом диссипативных сил и радиальной составляющей потока									
С	100	0,93	+0,57	+2,78	+8,6	0,818	1,223	0,920	1,087
	80	0,93			+6,2	1,601	0,625	1,567	0,638
М	100	0,93	+4,96	+7,92	+9,7	0,281	3,559	0,320	3,125
	80	0,93			+6,7	0,55	1,818	0,542	1,845

Результаты дополнительного аналитического исследования задачи также приведены в табл. 2.

ОБРАБОТКА И АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЯ

Полученные газодинамические характеристики потока для двух режимов работы (С и М) каждой из двух схем сопла позволили определить тягу двигателя БЛА. Для анализа результатов расчетов дополнительно определялись: коэффициент расхода воздуха, аналитический и численный относительный прирост тяги при изменении диаметра сопла, степень нерасчетности сопла. Кроме того, сравнивались между собой значения тяги двигателя для данных режима и диаметра сопла, полученные аналитическим и численным методом. Результаты обработки расчетов приведены в табл. 2.

Коэффициент расхода воздуха μ определяется как отношение расхода воздуха $G_{\text{числ}}$, полученного численным моделированием, к расходу воздуха $G_{\text{теор}}$, полученному аналитическим расчетом:

$$\mu = \frac{G_{\text{числ}}}{G_{\text{теор}}}.$$

Аналитический ΔP_T и численный $\Delta P_{\text{ч}}$ относительный прирост тяги при уменьшении диаметра сопла с $D_{\text{в1}}$ до $D_{\text{в2}}$ определялся по формуле:

$$\Delta P = \frac{P_2 - P_1}{P_1} \cdot 100 \%.$$

Тяги двигателя, определенные аналитическим и численными методами, для данного режима и диаметра сопла сравнивались по формуле:

$$\Delta P_{\text{T-ч}} = \frac{P_{\text{T}} - P_{\text{ч}}}{P_{\text{ч}}} \cdot 100 \%.$$

Степень нерасчетности сопла вычислялась как отношение статического атмосферного давления к статическому давлению рабочего тела в выходном срезе сопла.

На рис. 7, а и 7, б представлены линии тока и векторы скорости потока в выходных сечениях для двух схем сопла для режима М. Необходимо отметить заметно больший угол наклона векторов скорости к оси двигателя у сопла с диаметром $D_{\text{в1}}$. Это указы-

вает на существенное радиальное расширение газа и необходимость учета этого явления при аналитических расчетах диффузора.

Также обращает внимание прямой скачок и отсутствие т. н. бочек Маха (рис. 5, 7, а) в потоке за выходным сечением у сопла с диаметром $D_{\text{в1}}$ на режиме М. Это указывает на сильное перерасширение струи, что ведет к потерям тяги ракетного двигателя.

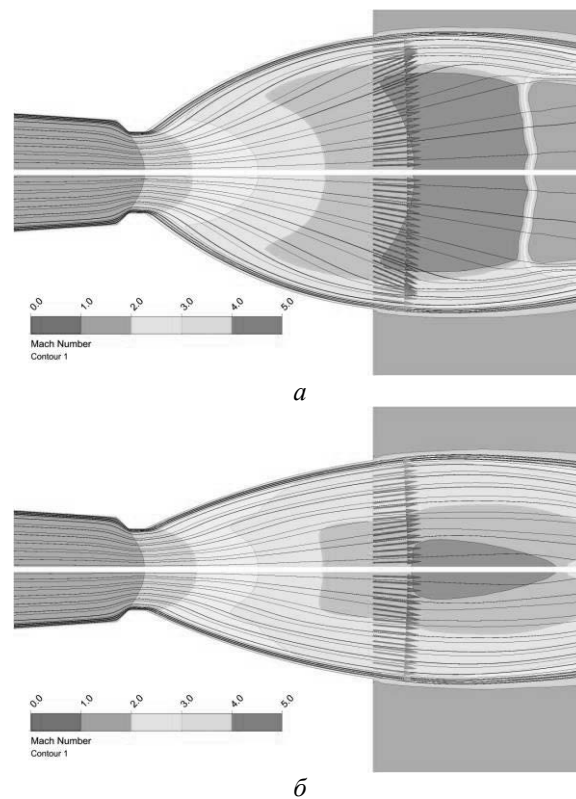


Рис. 7. Распределение числа Маха, линии тока и векторы скорости для режима М в выходном сечении сопла: а – диаметра $D_{\text{в1}}$, б – диаметра $D_{\text{в2}}$

ВЫВОДЫ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИССЛЕДОВАНИЯ

1. Численное моделирование показывает, что уменьшение диаметра сопла на 20 % с $D_{\text{в1}}$ до $D_{\text{в2}}$ и отказ от его унификации приводит к повышению тяги двигателя на 2,78 % на стартовом режиме и повышению тяги двигателя на 7,92 % на маршевом режиме. Увеличение тяги ракетного двигателя можно объяснить тем, что при уменьшении диаметра сопла оно приближается к расчетному.

2. Аналитический расчет в постановке без учета диссипативных сил и радиальной составляющей потока показывает незначительное уменьшение тяги на стартовом ре-

жиме на 0,26 % и увеличение тяги на 3,90 % на маршевом режиме. Введение в аналитическую модель поправочных коэффициентов показывает прирост тяги на 0,57 % на стартовом режиме и на 4,96 % – на маршевом режиме.

3. Полученное аналитически значение тяги превышает рассчитанное численно в среднем на 11,7 % без учета поправок на силы диссипации и радиальное расширение и в среднем на 7,8 % при их учете.

4. Полученный для всех четырех расчетных случаев коэффициент расхода $\mu = 0,93$ является удовлетворительным для РДТТ. Оптимизация профиля критической части сопла теоретически позволит дополнительно увеличить тягу двигателя на 5–7 %.

5. Полученные данные численного исследования позволяют оценить характер выходной струи рассматриваемого двигателя. Для уточненного расчета газодинамических параметров выходной струи и влияния ее на носитель необходим учет конденсированной фазы свойств реальных продуктов сгорания.

6. Для уточнения численного исследования требуется учесть в исходных данных свойства реальных продуктов горения РДТТ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Молчанов А. М., Холодов П. В.** Решение задач истечения свободной сверхзвуковой струи в затопленное пространство: методические указания. М.: МАИ, 2013. [A. M. Molchanov, P. V. Holodov, *Solving problems of the outflow of a free supersonic jet into a submerged space: methodical instructions*, (in Russian). Moscow: MAI, 2013.]
2. **Молчанов А. М.** Расчет сверхзвуковых неизобарических струй с поправками на сжимаемость в модели турбулентности // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16, № 1. С. 38–48. [A. M. Molchanov, "Calculation of supersonic nonisobaric jets with corrections for compressibility in the turbulence model", (in Russian), in *Vestnik Moskovskogo aviacionnogo instituta*, vol. 16, no. 1, pp. 38-48, 2009.]
3. **Газовые течения в соплах энергоустановок / под ред. проф. В. Н. Емельянова.** М.: ФИЗМАТЛИТ, 2017. 328 с. [V. N. Emel'ianov (ed.), *Gas flows in power plant nozzles*, (in Russian). Moscow: FIZMATLIT, 2017.]
4. **Орлов Б. В., Мазинг Г. Ю.** Термодинамические и баллистические основы проектирования РДТТ. М.: Машиностроение, 1979. 392 с. [B. V. Orlov, G. Yu. Mazing, *Thermodynamic and ballistic foundations of solid propellant rockets*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1979.]
5. **Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П.** Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1989. 533 с. [V. E. Alemasov, A. F. Dregalin, A. P. Tishin, *Rocket engine theory*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1989.]

ОБ АВТОРАХ

СЕМЕНОВ Сергей Алексеевич, асп. каф. 608 МАИ. Дипл. инженер (МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2016). Сотрудник АО «КТРВ».

МАХРОВ Владислав Петрович, д-р техн. наук, проф. каф. 608 МАИ. Дипл. инженер-механик (МАИ, 1961). Иссл. в обл. гидромеханики, конструирования двухсредных ЛА и их агрегатов, средств освоения океана.

METADATA

Title: Numerical research of the influence of changes in the nozzle outlet section on the main force of the rocket engine.

Authors: S. A. Semenov¹, V. P. Makhrov²

Affiliation:

¹ Tactical Missiles Corporation JSC, Russia.

² Moscow Aviation Institute (National Research University), Russia.

Email: ¹address-semenov@yandex.ru, ²v-machrov@yandex.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 24, no. 4 (90), pp. 69-75, 2020. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The paper presents a numerical research of the effect of reducing the diameter of the nozzle exit section on the characteristics of the rocket engine of an unmanned aerial vehicle. Additionally, an analytical research of the problem of gas outflow from the nozzle was carried out. Comparison of the results of numerical and analytical research methods is given. The expediency of taking into account dissipation losses and flow non-uniformity in analytical calculations is shown. Additional applications of the results of a numerical study of the characteristics of a rocket engine are identified.

Key words: solid propellant rocket motor; CFD; rocket engine; nozzle; UAV; numerical simulation.

About authors:

SEMENOV, Sergey Alekseevich, Postgrad. (PhD) student, Dept. 608 MAI. Dipl. Engineer (BMSTU, 2016).

MAKHROV, Vladislav Petrovich, Dr. of Tech. Sci., Prof., Dept. 608 MAI. Dipl. Mechanical engineer (MAI, 1961).