

Влияние степени нерасчетности инжектируемой струи на силовые характеристики ракетного двигателя

© Н.В. Быков^{1,2}, К.А. Бырдин¹, В.С. Макаренко¹

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

²ФИЦ ИУ РАН, Москва, 119333, Россия

Исследовано влияние степени нерасчетности вдуваемой в закритическую часть сопла ракетного двигателя струи на силовые и энергетические характеристики ракетного двигателя. Для верификации расчетного метода проведено решение двух тестовых задач. Проанализированы возможности использования пакета компьютерного моделирования для проведения расчетов взаимодействия струй со сверхзвуковым потоком. С помощью современного пакета вычислительной гидродинамики проведено компьютерное моделирование вдува сверхзвуковой струи в закритическую часть сопла. Получены результаты серии численных расчетов при различной степени нерасчетности вдуваемой струи, позволившие определить зависимость боковой управляющей силы от степени нерасчетности вдуваемой струи. Представленная технология вычислительного газодинамического эксперимента может быть востребована при разработке систем управления и стабилизации ракет.

Ключевые слова: *инжекционное управление, несимметричный вдув, взаимодействие струй, сверхзвуковые течения, газодинамические органы управления*

Введение. Несимметричная инжекция (вдув) газа или впрыск жидкости в сверхзвуковую часть сопла ракетного двигателя является одним из видов регулирования его тяги по величине и направлению. Преимущество органов управления, использующих инжекцию газа или жидкости, заключается в отсутствии массивных подвижных частей, что обуславливает их малую инертность, высокое быстродействие и относительно малую массу приводов системы управления по сравнению с другими газодинамическими органами управления (поворотное сопло, поворотный сопловой насадок, газовые рули и т. п.) [1, 2].

Описанные в литературе [2, 3] методики расчета процесса взаимодействия инжектируемой струи со сверхзвуковым потоком газа в большинстве случаев являются эмпирическими либо основаны на использовании интегральных газодинамических соотношений с целым рядом принятых допущений. Соответственно, они позволяют лишь приблизительно оценить возникающее боковое управляющее усилие. Таким образом, чтобы определить эффективность работы органов управления, требуется проводить большой объем стендовых и летных испытаний. В настоящее время высокопроизводительные ЭВМ и современные программные пакеты вычислительной газоди-

намики (CFD) позволяют проводить компьютерное моделирование процессов инжекции с высокой точностью и за относительно короткое время [4]. Благодаря этому можно оценивать и сравнивать между собой рабочие характеристики различных вариантов газодинамических органов управления, что еще на этапе проектирования дает возможность выбрать наиболее рациональные технические решения.

Результаты численного моделирования течения газа в сопле ракетного двигателя, а также их сравнение с экспериментальными данными довольно подробно описаны в литературе [5, 6]. Имеется также целый ряд работ, касающихся моделирования инжекции газа как в свободный сверхзвуковой поток, так и в сверхзвуковую часть сопла [7–9]. Общим недостатком этих работ является ограниченность серии расчетов, что не всегда позволяет выявить требуемые закономерности взаимодействия вторичной инжектируемой струи с основным потоком.

Повсеместное использование CFD-пакетов в инженерной практике сдерживается, как правило, тем, что для моделирования пространственных турбулентных течений необходимы расчетные сетки большой размерности, что в свою очередь требует высокой производительности вычислений, недоступной для персональных ЭВМ. В настоящей работе для преодоления этой трудности применена своеобразная технология распараллеливания, заключающаяся в том, что вычисления с различными начальными данными были запущены на различных ЭВМ. Таким образом был получен довольно значительный объем результатов за время, необходимое для проведения одного численного эксперимента.

Описание методики исследования. В данной работе проведено пространственное трехмерное моделирование инжекции газа в сверхзвуковую часть сопла при различной степени нерасчетности вдуваемой струи, а затем исследована взаимосвязь тяговых и энергетических характеристик двигательной установки с расходом инжектируемого рабочего тела. Под степенью нерасчетности n здесь понимается отношение полного давления в инжектируемой струе p_{0j} к давлению в сопле перед областью отрыва p_1 .

В расчете были использованы уравнения сохранения аэрогазодинамики для вязкого сжимаемого газа, осредненные по Рейнольдсу [10, 11]. Система определяющих уравнений замыкалась с помощью модели турбулентности $k-\omega$ SST, поскольку она хорошо применима для задач с большими градиентами термодинамических параметров, достаточно точно предсказывает отрыв, а также довольно экономична относительно затрат машинного времени [12]. Для численного моделирования был использован программный пакет ANSYS Fluent.

Тестовые задачи. Перед решением основной задачи была проведена верификация решателя на двух тестовых задачах.

В первой тестовой задаче проводили расчет турбулентного течения в плоском сопле с отрывом пограничного слоя от стенки сопла [13, 14] для степени нерасчетности $n = 5,4$ (под степенью нерасчетности в данной тестовой задаче понималось отношение давления газа на входе в сопло p_0 к давлению окружающего пространства p_a). В окружающем сопло пространстве заданы нормальные условия ($p_a = 102\,387,14$ Па, $T_a = 293$ К). Температура на входе в сопло принята равной температуре окружающей среды $T_0 = 293$ К. В качестве рабочей среды использовали воздух ($\gamma = 1,4$). На вход в сопло газ поступал с равномерным распределением параметров и минимальным уровнем турбулентности: интенсивность турбулентности $I = 1\%$, $\mu_t = \mu_l$, где μ_t и μ_l — динамическая турбулентная и молекулярная вязкость соответственно. Для расчета применяли сетку размерностью 93 600 ячеек со сгущением к стенке сопла. В решении использовали модель турбулентности $k-\omega$ SST. Для сравнения результатов численного решения и экспериментальных данных [14] построены графики (рис. 1).

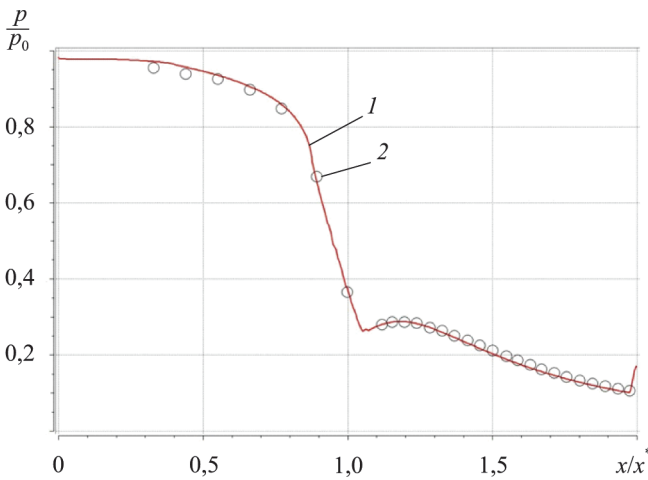


Рис. 1. Зависимость относительного давления от относительной текущей координаты для течения в плоском сопле с отрывом пограничного слоя от стенки сопла:
1 — численные решения; 2 — экспериментальные данные

Во второй тестовой задаче проводили расчет инжекции звуковой струи [9] со степенью нерасчетности $n = 7,8$ в плоский набегающий поток с числом Маха $M_\infty = 2,61$, давлением $p_\infty = 133\,758$ Па и температурой $T_\infty = 318,3$ К. Для расчета использовали сетку размерностью 151 183 ячеек. Решение проводилось для трех моделей турбулентности: $k-\epsilon$ RNG, $k-\omega$ SST и SST Transition. Для сопоставления на рис. 2 представлены результаты численного решения и соответствующие экспериментальные данные [15].

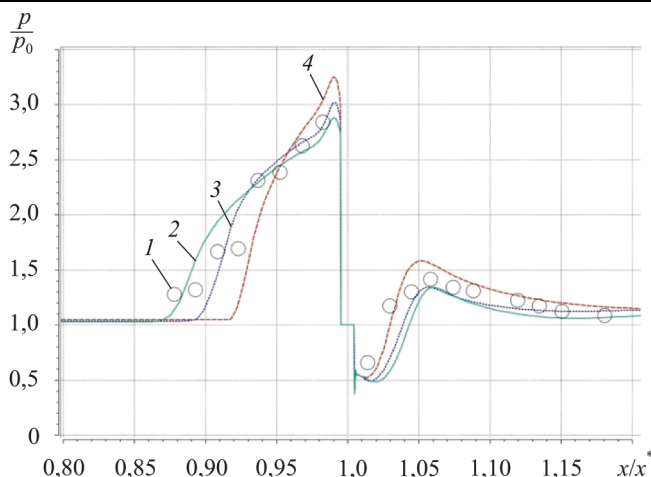


Рис. 2. Зависимость относительного давления от относительной текущей координаты для инъекции звуковой струи в набегающий сверхзвуковой поток:
 1 — экспериментальные данные; 2 — SST Transition;
 3 — $k-\omega$ SST; 4 — $k-\epsilon$ RNG

Анализ полученных численных решений показал, что они вполне удовлетворительно позволяют определить положение точки отрыва и уровень восстанавливаемого давления в зоне после точки отрыва.

Моделирование процесса инъекции в сопло. Схема расчетной области с основными размерами показана на рис. 3. Отверстие инъекции расположено в срединной части диффузора сопла и наклонено в сторону критического сечения под углом $\pi/4$, что в соответствии с рекомендациями, приведенными в [1, 2], должно обеспечить наибольшее значение бокового управляющего усилия.

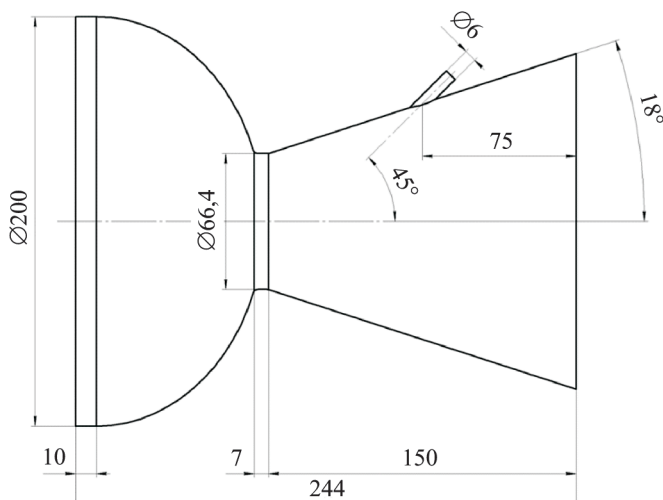


Рис. 3. Схема расчетной области

В качестве рабочего тела используется газ, термодинамические параметры которого соответствуют продуктам сгорания смесового топлива с рецептурой на основе традиционных компонентов (80 % перхлорат аммония, 20 % синтетический каучук дивинильный) [16, 17]. Расчет теплофизических параметров продуктов сгорания проводился в программном комплексе TERRA 6.3, при этом была принята гипотеза, что продукты сгорания в любой момент времени находятся в термодинамическом, химическом и фазовом равновесии. Полученные теплофизические параметры продуктов сгорания, необходимые для дальнейшего численного моделирования в программном пакете ANSYS Fluent, представлены в табл. 1.

Таблица 1

Теплофизические свойства используемого рабочего тела

№ п/п	T , К	C_p , Дж/(кг · К)	$\mu \cdot 10^5$, Па · с	$M \cdot 10^3$, кг/моль
1	1300	1817,67	4,76	22,814
2	1500	1821,90	5,30	22,780
3	1700	1827,78	5,82	22,778
4	1900	1851,00	6,32	22,776
5	2100	1890,78	6,80	22,772
6	2300	1933,47	7,27	22,767
7	2500	2021,06	7,71	22,750
8	2700	2167,38	8,15	22,712
9	2900	2404,50	8,56	22,639
10	3100	2774,23	8,97	22,510
11	3300	3322,21	9,35	22,296

При проведении расчетов в камере двигателя задавали полную температуру ($T_0 = 2990$ К), полное давление ($p_0 = 6,5$ МПа), интенсивность турбулентности ($I = 15$ %) и масштаб турбулентной длины ($l = 0,005$ м). В инжектируемой струе (для инжекции используется основное рабочее тело) были заданы статическая температура ($T_j = 2567$ К), интенсивность турбулентности ($I = 15$ %) и масштаб турбулентной длины ($l = 0,00025$ м), а также было принято условие критического истечения ($M = 1$). Статическое давление p_j в инжектируемой струе варьировалось в диапазоне 1...84 МПа. На стенках сопла было задано условие прилипания, на выходе из сопла — статическая температура ($T_a = 288$ К), статическое давление ($p_a = 101\ 325$ Па), а также условие неотражения волны. Уровень турбулентности на выходе из сопла принимался минимальным ($I = 1$ %, $\mu_t = \mu_l$).

Задача решалась на структурированной расчетной сетке, имеющей сгущение к стенкам [18]. Общее количество ячеек расчетной сетки 2 031 514.

Эффективность работы органов управления, использующих вдув газа, определяется рядом безразмерных параметров [2].

1. Коэффициент усиления

$$K_y = P_y / P_B,$$

где P_y — боковое управляющее усилие; P_B — сила тяги, реализуемая при вдуве. Боковое управляющее усилие может быть определено по следующей зависимости:

$$P_y = \Delta Y + P_B \cos \varphi,$$

где ΔY — составляющая бокового управляющего усилия, вызванная перераспределением давления на стенки сопла; φ — угол между осью отверстия инъекции и перпендикуляром, восстановленным к оси симметрии сопла ($\varphi = 45^\circ$).

2. Приведенный единичный импульс

$$\Phi = K_y \frac{J_{1j}}{J_1},$$

где J_{1j} — удельный импульс инжектируемого рабочего тела; J_1 — удельный импульс двигательной установки.

Удельный импульс инжектируемого рабочего тела может быть определен по следующей зависимости:

$$J_{1j} = P_B / G_j,$$

где G_j — массовый расход инжектируемого рабочего тела.

Удельный импульс двигательной установки можно вычислить по формуле

$$J_1 = P / G_\Sigma,$$

где P — тяга двигательной установки; G_Σ — суммарный массовый расход.

3. Относительное управляющее усилие

$$\bar{P}_y = P_y / P.$$

4. Относительный расход

$$\bar{G}_j = G_j / G,$$

где G — массовый расход основного рабочего тела.

Результаты расчетов и обсуждение. Для оценки значения боковой управляющей силы была проведена серия численных расчетов при различной степени нерасчетности вдуваемой струи n , результаты

которых сведены в табл. 2, а также представлены на рис. 4–7. Массовый расход газа из камеры сгорания постоянен во всех расчетах ($G = 12,26$ кг/с). Распределение чисел Маха в плоскости симметрии сопла, проходящей через отверстие инъекции, при вдуве с различной степенью нерасчетности показано на рис. 8.

Таблица 2

Результаты серии численных расчетов

№ п/п	p_{0j} , Па	n	\bar{G}_j	P , кН	$\Delta \bar{V}$	\bar{P}_y	K_y	Φ
1	1 783 213	2,50	0,0025	28,53	0,0040	0,0043	9,21	1,690
2	3 575 641	5,01	0,0051	28,57	0,0077	0,0089	5,43	1,752
3	7 163 922	10,03	0,0102	28,61	0,0146	0,0174	4,36	1,718
4	10 752 912	15,06	0,0154	28,66	0,0211	0,0255	4,04	1,689
5	14 338 094	20,08	0,0205	28,69	0,0271	0,0332	3,83	1,653
6	17 931 661	25,12	0,0256	28,75	0,0334	0,0412	3,74	1,648
7	21 523 559	30,15	0,0308	28,80	0,0385	0,0479	3,60	1,606
8	28 695 846	40,19	0,0410	28,91	0,0488	0,0615	3,43	1,559
9	35 677 972	49,97	0,0516	29,00	0,0591	0,0751	3,32	1,531
10	42 953 969	60,16	0,0617	29,14	0,0687	0,0879	3,24	1,511
11	50 396 188	70,58	0,0720	29,31	0,0774	0,0997	3,16	1,484
12	57 588 673	80,66	0,0823	29,54	0,0824	0,1077	3,00	1,417
13	64 226 484	89,96	0,0929	29,75	0,0880	0,1164	2,89	1,370
14	71 213 048	99,74	0,1034	29,96	0,0933	0,1248	2,80	1,332
15	78 457 737	109,89	0,1136	30,13	0,0923	0,1268	2,60	1,243
16	85 215 543	119,35	0,1243	30,32	0,0891	0,1266	2,38	1,145
17	92 331 907	129,32	0,1347	30,44	0,0858	0,1264	2,20	1,065
18	99 442 979	139,28	0,1469	30,54	0,0815	0,1256	2,01	0,981
19	106 551 630	149,24	0,1554	30,64	0,0728	0,1194	1,81	0,888
20	113 662 440	159,20	0,1657	30,73	0,0655	0,1150	1,64	0,809
21	120 724 010	169,09	0,1762	30,77	0,0564	0,1090	1,46	0,728
22	127 781 120	178,97	0,1866	30,79	0,0475	0,1033	1,31	0,657
23	135 634 700	189,97	0,1970	30,84	0,0369	0,0957	1,15	0,581
24	142 773 710	199,97	0,2073	30,88	0,0305	0,0923	1,06	0,538
25	149 106 160	208,84	0,2177	30,92	0,0265	0,0913	1,00	0,511

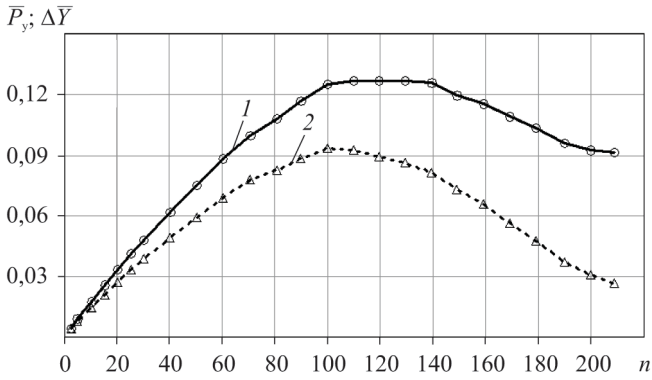


Рис. 4. Зависимость боковой управляющей силы \bar{P}_y (1) и ее составляющей, вызванной перераспределением давления на стенки сопла $\Delta\bar{Y} = \Delta Y/P$ (2), отнесенных к тяге двигательной установки, от степени нерасчетности двухвальной струи

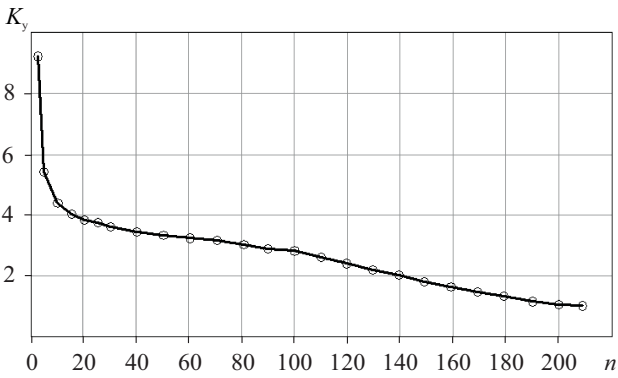


Рис. 5. Зависимость коэффициента усиления от степени нерасчетности двухвальной струи

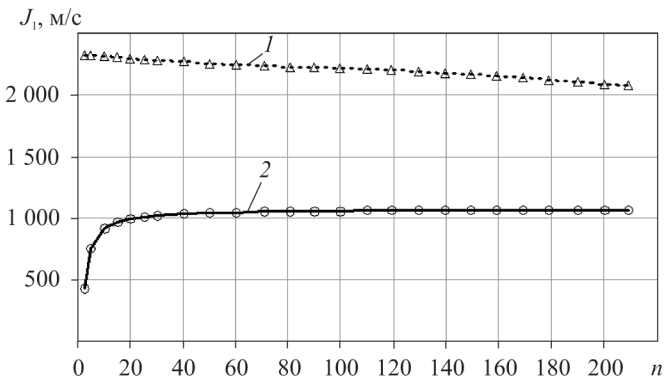


Рис. 6. Зависимость удельного импульса двигательной установки в целом (1) и удельного импульса инъекции (2) от степени нерасчетности двухвальной струи

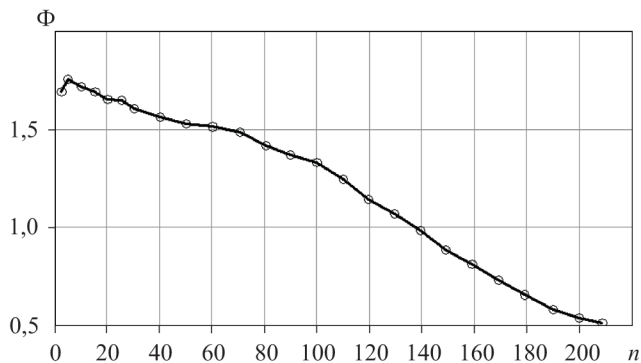


Рис. 7. Зависимость приведенного единичного импульса от степени нерасчетности вдуваемой струи

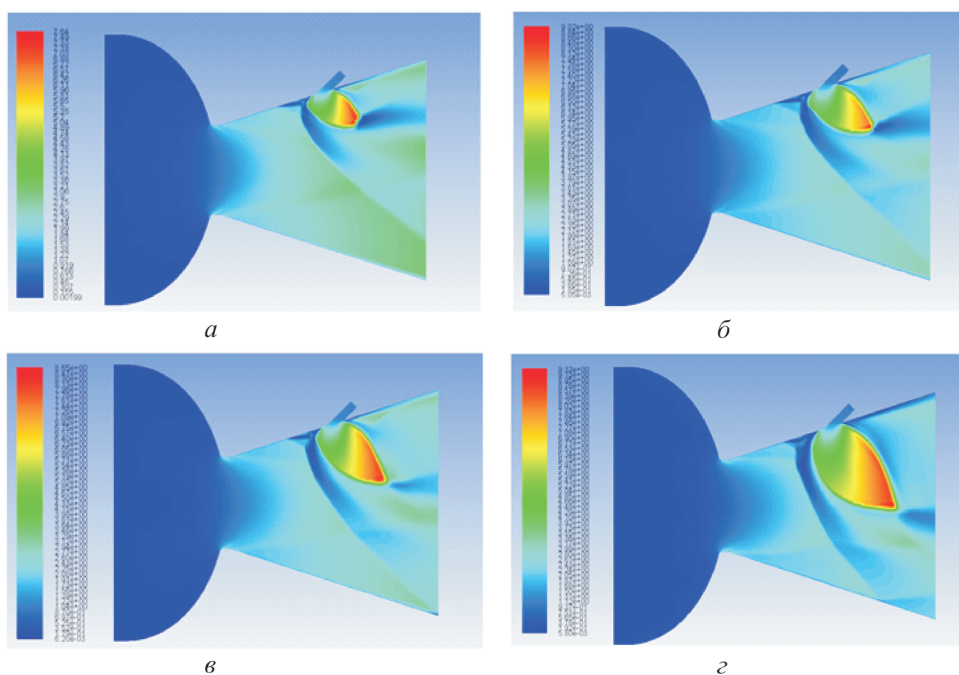


Рис. 8. Поле чисел Маха при степени нерасчетности $n = 70,58$ (а); $99,74$ (б); $119,35$ (в); $208,83$ (г)

По результатам моделирования видно, что при увеличении степени нерасчетности боковая управляющая сила возрастает, причем до некоторой степени нерасчетности данная зависимость носит линейный характер. При степени нерасчетности 100...140 возрастание боковой управляющей силы прекращается, что связано с распространением зоны повышенного давления на часть поверхности сопла, противоположную отверстию инжекции. При $n > 140$ наблюдается снижение боковой управляющей силы. При этом за счет дополни-

тельного расхода рабочего тела (до 22 % основного расхода из камеры сгорания) происходит некоторый рост тяги двигательной установки (до 8 %).

Заключение. Сравнение численных решений задачи о течении в плоском сопле с отрывом пограничного слоя и задачи об инжекции звуковой струи в сверхзвуковой поток с соответствующими экспериментальными данными показывает хорошее согласование результатов. Это позволяет сделать вывод о возможности применения пакета ANSYS Fluent для решения аэрогазодинамических задач, связанных с инжекционным управлением тягой ракетного двигателя.

Проведение серии численных расчетов в широком диапазоне изменения давления вдува позволило определить, что зависимость боковой управляющей силы от расхода инжектируемого газа носит линейный характер. Результаты этих расчетов позволили также определить максимальную реализуемую боковую управляющую силу и соответствующий ей оптимальный расход газа. Данные результаты могут быть востребованы при разработке систем управления и стабилизации ракет, имеющих инжекционное управление тягой двигателя.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Калугин В.Т. *Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004, 688 с.
- [2] Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н. *Управление и стабилизация в аэродинамике*. Москва, Высш. шк., 1978, 480 с.
- [3] Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Калугин В.Т. *Аэродинамика отрывных течений*. Москва, Высш. шк., 1986, 352 с.
- [4] Юн А.А. *Моделирование турбулентных течений*. 2-е изд. Москва, URSS, 2010, 352 с.
- [5] Vuillermoz P., Lambaré H., Enzian A., Steinfeld P., Lequette L. Computational Flow Simulations of Overexpanded Rocket Nozzle Flowfields including Unsteady Effects. *The 4th Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles: co-sponsored by European Space Agency*. Held October 15–18, 2001, in Capua, Italy. European Space Agency, ESA SP-487, 2002, 391 p.
- [6] Карпов А.В., Васильев Е.И. Численное моделирование истечения перерасширенной струи газа из короткого осесимметричного сопла. *Вестник Волгоградского государственного университета. Сер. 1: Математика. Физика*, 2005, вып. 9, с. 81–88.
- [7] Быков Н.В., Калугин В.Т. Численное моделирование импульсного вдува струи в закритическую часть сопла ракетного двигателя. *Комплексные проблемы развития науки, образования и экономики региона*, 2015, № 1 (5), с. 64–72.
- [8] Dhinagan R., Bose T.K. Comparison of Euler and Navier–Stokes Solution for nozzle flows with secondary injection. *AIAA paper* 96-0453, Jan 1996.
- [9] Chenault C.F., Beran P.S. K– ϵ and Reynolds Stress Turbulence Model Comparisons for Two-Dimensional Injection Flows. *AIAA Journal*, 1998, vol. 36, no. 8, pp. 1401–1412.
- [10] Белоцерковский О.М. *Численное моделирование в механике сплошных сред*. 2-е изд. Москва, Физматлит, 1994, 520 с.

- [11] Wilcox D.C. *Turbulence Modeling for CFD*. 2nd ed. DCW Industries, La Canada, CA, 1998, 540 p.
- [12] Menter F.R. Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows. *AIAA Paper* 93-2906, 1993.
- [13] Глушко Г.С., Иванов И.Э., Крюков И.А. Численное моделирование отрывных течений в соплах. *Препринт. ИПМ РАН*. 2006, № 815, 40 с.
- [14] Hunter C.A. Experimental, theoretical, and computational investigation of separated nozzle flows. *AIAA Paper* 98-3107, 1998.
- [15] Aso S., Okuyama S., Kawai M., Ando Y. Experimental Study on the Mixing Phenomena in Supersonic Flows with Slot Injection. *AIAA Paper* 91-0016, 1991.
- [16] Пономаренко В.К. *Ракетные топлива*. Санкт-Петербург, Изд-во ВИККА им. А.Ф. Можайского, 1995, 310 с.
- [17] Алкин А.Н., Ермилов А.С., Липанов А.М. *Твердые топлива реактивных двигателей. Топлива. Заряды. Двигатели*. Т. 4: Липанов А.М., ред. Москва, Машиностроение, 2011, 380 с.
- [18] Молчанов А.М., Щербаков М.А., Янышев Д.С., Куприков М.Ю., Быков Л.В. *Построение сеток в задачах авиационной и космической техники*. Москва, Изд-во МАИ, 2013. 260 с.

Статья поступила в редакцию 26.12.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Быков Н.В., Бырдин К.А., Макаренко В.С. Влияние степени нерасчетности инжектируемой струи на силовые характеристики ракетного двигателя. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 2.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-02-1589>

Быков Никита Валерьевич — канд. техн. наук, доцент МГТУ им. Н.Э. Баумана, старший научный сотрудник Федерального исследовательского центра «Информатика и управление» Российской академии наук (ФИЦ ИУ РАН).

e-mail: bykov@bmstu.ru

Бырдин Кирилл Андреевич — студент 5-го курса МГТУ им. Н.Э. Баумана, инженер НИИ СМ МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Макаренко Виталий Сергеевич — студент 6-го курса МГТУ им. Н.Э. Баумана, НИИ СМ МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Effect of the injected jet pressure ratio on rocket engine power characteristics

© N.V. Bykov^{1,2}, K.A. Byrdin¹, V.S. Makarenko¹

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

²Federal Research Centre for Computer Science and Control of the Russian Academy of Sciences, Moscow, 119333, Russia

We studied how the pressure ratio of a jet being injected into the supercritical portion of a rocket engine nozzle affects rocket engine performance and power characteristics. We solved two test problems in order to verify the computation technique. We analysed the potential of using a modelling software package to calculate how jets interact with a supersonic flow. We used a modern hydrocode to model a supersonic jet being injected into the supercritical nozzle portion. We obtained results of a series of numerical computations for various pressure ratios of the jet being injected, which allowed us to determine the lateral control force as a function of the pressure ratio of the jet injected. The numerical gas dynamics experiment technology presented may be useful for designing rocket control and stabilisation systems.

Keywords: injection thrust vectoring, asymmetrical injection, jet interaction, supersonic flows, gas-dynamics flight controls

REFERENCES

- [1] Kalugin V.T. *Aerogazodinamika organov upravleniya poletom letatelnykh apparatov* [Air and gas dynamics in aircraft flight controls]. Moscow, BMSTU Publ., 2004, 688 p.
- [2] Krasnov I.F., Koshevoy V.N. *Upravlenie i stabilizatsiya v aerodinamike* [Control and stabilisation in aerodynamics]. Moscow, Vysshaya Shkola Publ., 1978, 480 p.
- [3] Krasnov I.F., Koshevoy V.N., Kalugin V.T. *Aerodinamika otryvnykh techeniy* [Aerodynamics of detached flows]. Moscow, Vysshaya Shkola Publ., 1986, 352 p.
- [4] Yun A.A. *Modelirovanie turbulentnykh techeniy* [Turbulent flow modelling]. 2nd ed., revised. Moscow, Editorial URSS Publ., 2010, 352 p.
- [5] Vuillermoz P., Lambaré H., Enzian A., Steinfeld P., Lequette L. Computational Flow Simulations of Overexpanded Rocket Nozzle Flowfields including Unsteady Effects. *The Fourth Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles: co-sponsored by European Space Agency*. Held October 15–18, 2001, in Capua, Italy. R.A. Harris, ed. European Space Agency, ESA SP-487, 2002, 391 p. ISBN: 92-9092-789-5.
- [6] Karpov A.V., Vasilev E.I. *Vestnik Volgogradskogo gosudarstvennogo universiteta. Seriya 1: Matematika. Fizika — Science Journal of Volgograd State University. Mathematics. Physics*, 2005, issue 9, pp. 81–88.
- [7] Bykov N.V., Kalugin V.T. *Kompleksnye problemy razvitiya nauki, obrazovaniya i ekonomiki regiona — Complex problems of scientific, educational and economic progress in the region*, 2015, no. 1 (5), pp. 64–72.
- [8] Dhinakaran R., Bose T.K. Comparison of Euler and Navier—Stokes solution for nozzle flows with secondary injection. The 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. *AIAA Paper* 96-0453, Jan. 1996.
- [9] Chenault C.F., Beran P.S. *AIAA Journal*, 1998, vol. 36, no. 8, pp. 1401–1412.

- [10] Belotserkovskiy O.M. *Chislennoe modelirovanie v mekhanike sploshnykh sred* [Numerical modelling in continuum mechanics]. 2nd ed. Moscow, Fizmatlit Publ., 1994, 520 p.
- [11] Wilcox D.C. *Turbulence Modelling for CFD*. 2nd ed. DCW Industries, La Canada, CA, 1998. 540 p.
- [12] Menter F.R. Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows. The 24th AIAA Fluid Dynamics Conference. *AIAA Paper* 93-2906, 1993.
- [13] Glushko G.S., Ivanov I.E., Kryukov I.A. Chislennoe modelirovanie otryvnykh techeniy v soplakh [Numerical modelling of detached flows in nozzles]. *Preprinty IPM RAN* [Keldysh Institute Preprints], 2006, no. 815, 40 p.
- [14] Hunter C.A. Experimental, theoretical, and computational investigation of separated nozzle flows. The 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, NASA Langley Research Center, 1998. *AIAA Paper* 98-3107, 1998.
- [15] Aso S., Okuyama S., Kawai M., Ando Y. Experimental Study on the Mixing Phenomena in Supersonic Flows with Slot Injection. The 29th Aerospace Sciences Meeting, American Inst. of Aeronautics and Astronautics, 1991. *AIAA Paper* 91-0016, 1991.
- [16] Ponomarenko V.K. *Raketnye topliva* [Rocket propellants]. St. Petersburg, A.F. Mozhaysky Military Space Academy Publ., 1995, 310 p.
- [17] Alkin A.N., Ermilov A.S., Lipanov A.M. Tverdye topliva reaktivnykh dvigateley [Solid propellants for jet engines]. *Topлива. Zaryady. Dvigateli* [Propellants. Charges. Engines]. Vol. 4. Lipanov A.M., ed. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2011, 380 p.
- [18] Molchanov A.M., Shcherbakov M.A., Yanyshv D.S., Kuprikov M.Yu., Bykov L.V. *Postroenie setok v zadachakh aviatsionnoy i kosmicheskoy tekhniki* [Meshing in aerospace technology problems]. Moscow, MAI Publ., 2013, 260 p.

Bykov N.V., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Bauman Moscow State Technical University, Senior Research Scientist, Federal Research Centre for Computer Science and Control of Russian Academy of Sciences. e-mail: bykov@bmstu.ru

Byrdin K.A., 5th year student, Bauman Moscow State Technical University; engineer, Special Mechanical Engineering Scientific and Research Institute, Bauman Moscow State Technical University.

Makarenko V.S., 6th year student, Bauman Moscow State Technical University; Special Mechanical Engineering Scientific and Research Institute, Bauman Moscow State Technical University.