УДК 533.6 EDN TSOXCJ

Численное моделирование взаимодействия двух параллельных струй со встречным сверхзвуковым набегающим потоком

© Д.О. Кондрашев, А.Ю. Луценко

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

Исследовано влияние относительного расстояния между соплами на структуру течения, формирование скачков уплотнения и зон смешения. Моделирование выполнено в программном обеспечении FlowVision с использованием SST-модели турбулентности. Валидация математической модели проведена на основе экспериментальных данных и эмпирических зависимостей для одиночной струи, что подтвердило корректность подхода. Показано, что при уменьшении расстояния между струями происходит их интенсивное взаимодействие с образованием единого головного скачка и сложной волновой структуры, включая диск Маха в области пересечения скачков. При увеличении расстояния струи развиваются практически независимо. Проведено сравнение распределения нормированного коэффициента давления около сопла двигателя с экспериментальными данными, демонстрирующее хорошее согласование. Полученные результаты могут быть использованы при проектировании многосопловых тормозных двигательных установок возвращаемых ступеней ракетносителей, а также для оптимизации расположения сопел в целях повышения эффективности торможения и управляемости летательных аппаратов на этапах спуска и посадки.

Ключевые слова: *сверхзвуковые струи, численное моделирование, взаимодействие струй, встречный поток, скачки уплотнения, газодинамика*

Введение. Исследование газодинамических процессов при взаимодействии струй с встречным потоком — одна из фундаментальных задач аэрокосмической техники. Интерес к этой проблеме обусловлен широким кругом прикладных задач, включая создание эффективных систем торможения для возвращаемых ступеней ракет-носителей и спускаемых аппаратов [1, 2], где двигательные установки работают в условиях изменяющегося скоростного напора атмосферы [3]. Понимание закономерностей такого взаимодействия критически важно для обеспечения управляемости и устойчивости летательных аппаратов на этапах спуска и посадки.

Фундаментальные основы физики рассматриваемого явления были изложены в работах, посвященных исследованию структуры течения при истечении струи навстречу набегающему потоку. Как показано в работе [4], такая конфигурация характеризуется формированием сложной волновой картины, включающей головной скачок уплотнения, контактный разрыв и зону смешения. Систематические экспериментальные и теоретические исследования внесли значительный вклад

в понимание этих процессов: в статьях [5, 6] детально изучены особенности истечения недорасширенной струи во встречный сверхзвуковой и дозвуковой поток, а в работе [3] подробно описана волновая структура такой струи и выделены ее ключевые элементы — висячий и центральный (диск Маха) скачки уплотнения.

Важным этапом стало установление параметров подобия, позволяющих обобщать результаты для различных условий. В статье [7] предложены и обоснованы критерии моделирования, где определяющим параметром является отношение полных давлений струи и встречного потока. Развитие этого направления нашло отражение в работе [8], где сформулирован критерий подобия для сильно недорасширенных струй, истекающих навстречу сверхзвуковому потоку, что позволило с единых позиций описывать геометрические и газодинамические характеристики течения.

Несмотря на значительный объем накопленных знаний по одиночным струям, вопросы интерференции нескольких струй, взаимодействующих со встречным сверхзвуковым потоком, остаются исследованными в меньшей степени. Наличие рядом расположенных струй приводит к существенной перестройке суммарного поля течения: происходит искривление линий тока, слияние или отражение скачков уплотнения, изменение структуры зон смешения.

Цель настоящей работы — численное исследование влияния расстояния между осями двух параллельных сверхзвуковых струй на структуру течения и распределение газодинамических параметров при их взаимодействии со встречным сверхзвуковым потоком с использованием верифицированной математической модели.

Методы решения задач и принятые допущения. Для того чтобы выбрать математическую модель, размеры и форму расчетной области, сетки и модели турбулентности, первоначально было проведено моделирование истечения одиночной струи в затопленное пространство при различных коэффициентах нерасчетности $n = p_a / p_\infty$ (p_a — статическое давление на срезе сопла, p_∞ — статическое давление невозмущенного потока), а также проведена валидация с расчетами по эмпирическим зависимостям.

Численное моделирование проводилось в ПО FlowVision. Геометрия сопла, приведенная в метрах, (*а*) и расчетной области (*б*) представлена на рис. 1. Задача моделируется в секторной постановке (рис. 1, *б*), где угол рассматриваемого сектора составляет 5°. Это позволяет рассчитывать с помощью 2D-сетки, что сокращает время расчета. Параметры на граничном условии «Вход/выход» были приняты равными характеристикам в камере сгорания (КС) двигателя-прототипа, установленного на ракете-носителе Falcon 9: $p_0 = 10,94$ МПа, $T_0 = 3883$K. На правом секторе расчетной области используется граничное условие (ГУ) «Свободный выход». На срезе сопла число Маха $\mathrm{M}_a = 3,406$.

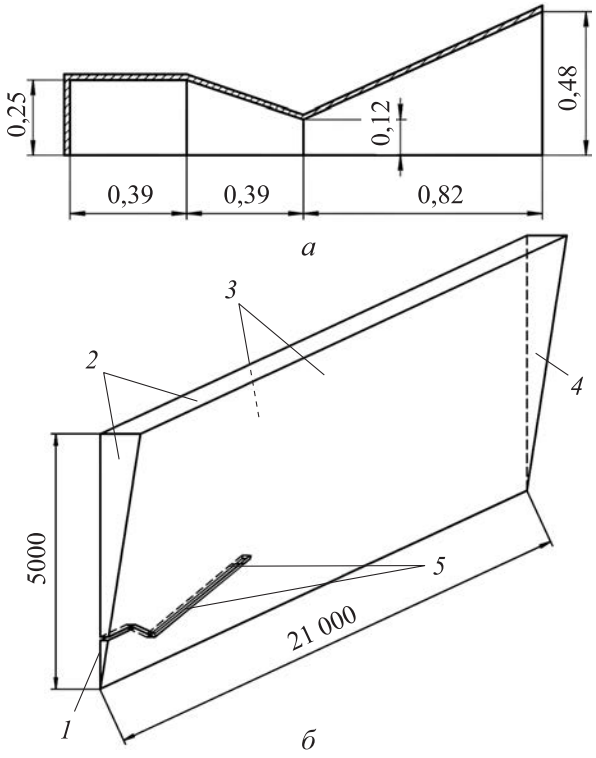


Рис. 1. Геометрия сопла, м, (*а*) и расчетной области с граничными условиями задачи (*б*):
1 — ГУ «Вход/выход»; *2*, *4* — ГУ «Свободный выход»; *3* — ГУ «Симметрия»; *5* — ГУ «Стенка»

В численном моделировании струйных течений использовалась модель турбулентности SST, так как она показала способность точно предсказывать отрывные течения и сжимаемые эффекты за счет комбинации k—ω и k—ε подходов. Как показано в [9], SST-модель обеспечивает погрешность определения параметров струи на уровне 12…15 % при умеренных вычислительных ресурсах, что подтверждено экспериментами для зон смешения [10] и ударных структур [11].

Число CFL (Куранта — Фридрихса — Леви) было выбрано равным 10 благодаря применению неявной схемы интегрирования, обеспечивающей устойчивость [9].

Для различных высот H моделирования истечения струи в табл. 1 приведены параметры атмосферы (давление p_∞, температура T_∞ из ГОСТ 4401–81) и соответствующая степень нерасчетности сопла n. Эти высоты были выбраны потому, что они характерны для включения тормозных двигателей гипотетической возвращаемой ступени ракеты-носителя.

Таблица 1

Параметры атмосферы для различных высот

H, км	p_∞, Па	T_∞, K	n
12,8	17 050,8	216,65	5
17,25	8525,4	216,65	10
21,65	4262,7	218,227	20
25,0	2549,21	221,552	33,44

Сеточная сходимость. Для определения числа Маха (M_a) и давления на срезе сопла (p_a) на нулевой высоте была проведена сеточная сходимость, благодаря которой можно определить оптимальную сетку для расчета данной задачи. В качестве параметра сетки выбрано количество ячеек (N) на радиус среза сопла двигателя.

По результатам проведенных расчетов составлена табл. 2, где отражена относительная разница между величинами δ_M и δ_p, которые соответственно вычисляются по формулам:

$$\delta_{\mathrm{M}\,i} = \frac{\mathrm{M}_{a\,i} - \mathrm{M}_{a\,(i-1)}}{\mathrm{M}_{a\,(i-1)}} \cdot 100\,\%; \tag{1}$$

$$\delta_{p\,i} = \frac{p_{a\,i} - p_{a\,(i-1)}}{p_{a\,(i-1)}} \cdot 100\,\%, \tag{2}$$

где i — номер сетки; $\mathrm{M}_{a\,i}$ — число Маха на срезе сопла для i-й сетки; p_a — статическое давление на срезе сопла для i-й сетки.

Таблица 2

Зависимость числа Маха и давления на срезе сопла от сетки

i	N	M_a	δ_M, %	p_a, Па	δ_p, %
1	24	3,281	–	95775	–
2	36	3,342	1,859	89192	–6,873
3	54	3,364	0,658	87401	–2,008
4	73	3,384	0,595	86463	–1,073
5	91	3,405	0,621	85871	–0,685
6	130	3,409	0,117	85535	–0,391
7	238	3,406	–0,088	85254	–0,329

Полученные зависимости позволяют сделать вывод, что оптимальной сеткой для расчета является сетка № 5 (на 189 878 ячеек, где 91 ячейка приходятся на радиус сопла), так как дальнейшее измельчение сетки ведет к малому изменению параметров.

Моделирование истечения струи в затопленное пространство. При численном моделировании истечения недорасширенной струи различной нерасчетности в затопленное пространство были получены четыре следующие структуры, представленные на рис. 2, *а–г*. Давление на срезе сопла превышает давление окружающей среды, что приводит к формированию характерной структуры течения с ярко выраженной одиночной «бочкой» вблизи среза сопла. С возрастанием коэффициента нерасчетности наблюдается увеличение размеров струи.

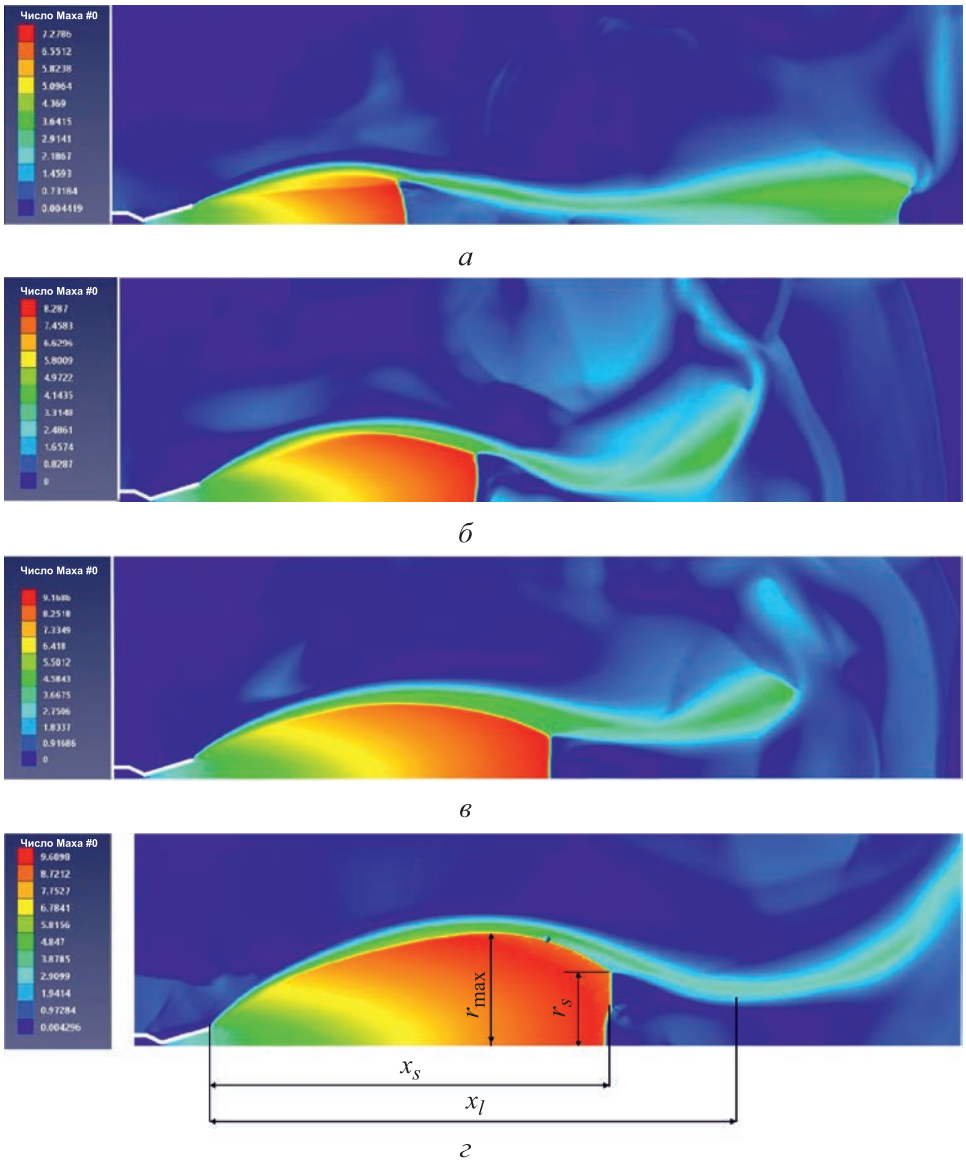


Рис. 2. Численное моделирование недорасширенной струи:
а — $n = 5$; *б* — $n = 10$; *в* — $n = 20$; *г* — $n = 33, 44$; x_s — расстояние от среза сопла до диска Маха; x_l — длина первой бочки; r_{max} — максимальный радиус первой бочки; r_s — радиус диска Маха

Во всех случаях сохраняется основная особенность недорасширенных струй — наличие одиночной расширяющейся зоны сверхзвукового течения, ограниченной системой скачков уплотнения, в отличие от «многобочковой» структуры перерасширенных струй.

Сравнение полученных с помощью численного моделирования значений геометрических параметров недорасширенных струй со значениями тех же параметров, вычисленных расчетным путем с помощью эмпирических зависимостей [12, 13], приведено в табл. 3 и 4. Анализ погрешностей продольных размеров, не превышающих 10 %, позволяет сделать вывод о корректности примененной математической

Таблица 3

Продольные геометрические параметры струй

n	Обозначение параметра	Значения продольных параметров, м, полученных		Относительная погрешность, %
		эмпирическим путем [12]	посредством моделирования	
5	x_s	5,725	5,24	–8,47
	x_l	7,531	7,58	0,65
10	x_s	7,880	6,95	–7,71
	x_l	10,364	10,48	1,11
20	x_s	8,293	8,85	6,72
	x_l	13,723	12,69	–7,52
33,44	x_s	12,615	13,225	4,84
	x_l	16,593	15,525	–6,44

Таблица 4

Поперечные геометрические параметры струй

n	Обозначение параметра	Значения продольных параметров, м, полученных		Относительная погрешность, %
		эмпирическим путем [13]	посредством моделирования	
5	r_s	1,01	0,86	17,44
	r_{max}	1,28	1,07	19,63
10	r_s	1,38	1,26	9,52
	r_{max}	1,49	1,37	8,76
20	r_s	1,72	1,58	8,86
	r_{max}	1,82	1,71	6,43
33,44	r_s	1,97	1,89	4,23
	r_{max}	2,23	2,11	5,69

модели процесса струйного течения. Значительная погрешность поперечных размеров при малых коэффициентах нерасчетности объясняется тем, что эмпирические зависимости были получены для струй большой нерасчетности ($n >> 1$).

Моделирование взаимодействия истекающей из сопла двигателя струи с внешним сверхзвуковым потоком. Было исследовано взаимодействия струи, истекающей из сопла двигателя, с набегающим внешним сверхзвуковым потом. Была проведена валидация результатов с данными эксперимента [14]. Кроме того, было исследовано влияние нерасчетности истекающей струи в сверхзвуковой поток с числом $M_\infty = 2$ (рис. 3, *а–в*) и влияние числа Маха набегающего потока при фиксированном значении нерасчетности $n = 33,44$ (рис. 3, *в–д*).

С возрастанием степени нерасчетности сопла n наблюдается закономерное увеличение продольных геометрических размеров «бочки», а при увеличении M_∞ они, наоборот, уменьшаются. Наблюдаются четко выраженные косые скачки уплотнения, формирующиеся как в области истечения струи, так и в зоне ее взаимодействия с внешним потоком, сопровождающиеся развитой турбулентной зоной смешения. В области контакта струи с набегающим потоком фиксируется существенное искривление линий тока.

Для анализа геометрических параметров струй, истекающих во встречный сверхзвуковой поток, в работе [14] были представлены следующие линейные зависимости:

$$\overline{l_j} = \frac{l_j}{d_j} = 3,51 + 0,22\sqrt{J_{p0}}; \tag{3}$$

$$\overline{l_i} = \frac{l_i}{d_j} = 4,31 + 0,27\sqrt{J_{p0}}; \tag{4}$$

$$\overline{l_s} = \frac{l_s}{d_j} = 5,26 + 0,33\sqrt{J_{p0}}. \tag{5}$$

Здесь l_j — расстояние до диска Маха в струе; d_j — диаметр среза сопла; J_{p0} — интенсивность инжектируемой струи, $J_{p0} = \frac{p_{0j}}{p'_{0\infty}}$ (p_{0j} — полное давление в форкамере соплового струйного источника; $p'_{0\infty}$ — полное давление во встречном потоке за прямым скачком уплотнения); l_i — расстояние до контактной поверхности (глубина проникновения струи); l_s — расстояние до скачка уплотнения от внешнего потока.

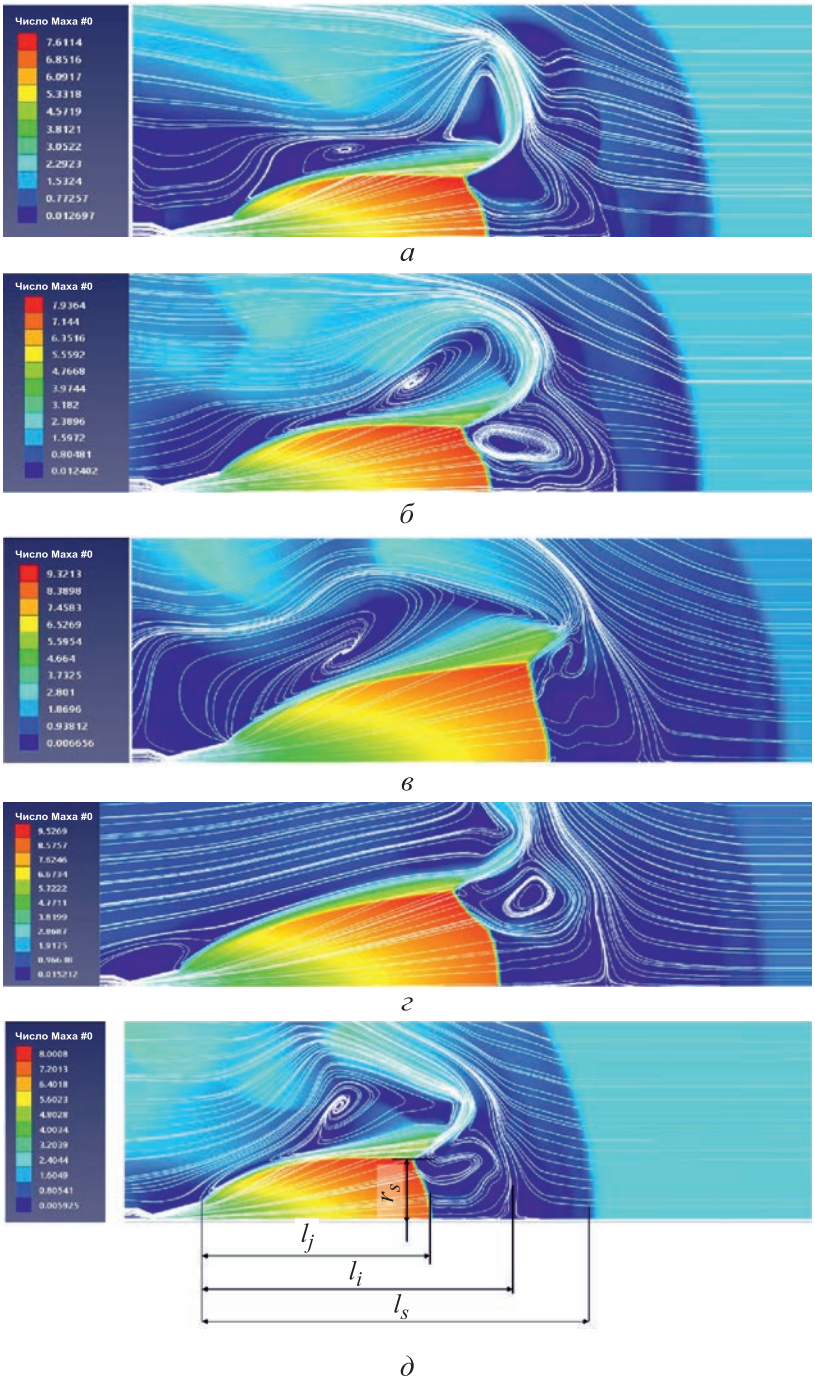


Рис. 3. Численное моделирование недорасширенной струи со встречным набегающим потоком:

а — $M_\infty = 2$, $n = 20$; *б* — $M_\infty = 2$, $n = 25$; *в* — $M_\infty = 2$, $n = 33, 44$;

г — $M_\infty = 1,5$, $n = 33, 44$; *д* — $M_\infty = 2,5$, $n = 33, 44$

Для сравнения результатов моделирования (штриховые линии) и расчетов (сплошные линии) по эмпирическим зависимостям (3)–(5) на рис. 4 представлены графики зависимостей геометрических параметров струй от коэффициента нерасчетности и числа Маха внешнего потока. Экспериментальные данные относительного радиуса диска Маха $\overline{r_s} = \dfrac{r_s}{d_j}$ были взяты из работы [8].

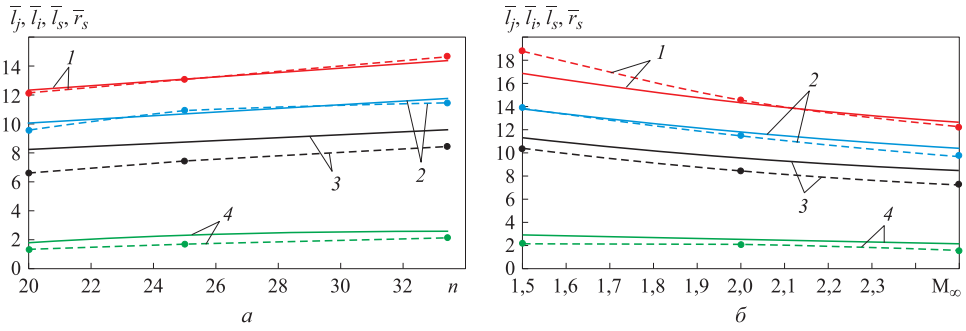


Рис. 4. График зависимости геометрических параметров струй от коэффициента нерасчетности (*а*) и от числа Маха внешнего потока (*б*):

1 — расстояние до диска Маха в струе $\overline{l_j}$; *2* — расстояние до контактной поверхности $\overline{l_i}$;

3 — расстояние до скачка уплотнения от внешнего потока $\overline{l_s}$; *4* — радиус диска Маха $\overline{r_s}$

Из анализа данных на приведенных графиках можно сделать вывод, что геометрические параметры существенно зависят от режима обтекания: с возрастанием коэффициента нерасчетности наблюдается практическое линейное увеличение длин струй, в то время как увеличение числа Маха внешнего потока приводит к их снижению. Средняя погрешность моделирования при вариации коэффициента нерасчетности не превышает 12 %, а при изменении числа Маха внешнего потока составляет 9,3 %, что является удовлетворительным результатом для задач данного класса.

Моделирование взаимодействия двух параллельных истекающих струй с внешним сверхзвуковым потоком. Исследование интерференции двух параллельных струй со встречным сверхзвуковым потоком имеет важное прикладное значение для анализа работы многосопловых двигательных ракетных систем, где существенное влияние оказывает взаимное расположение истекающих струй.

Построенная расчетная область, ее размеры и граничные условия на ней показаны на рис. 5.

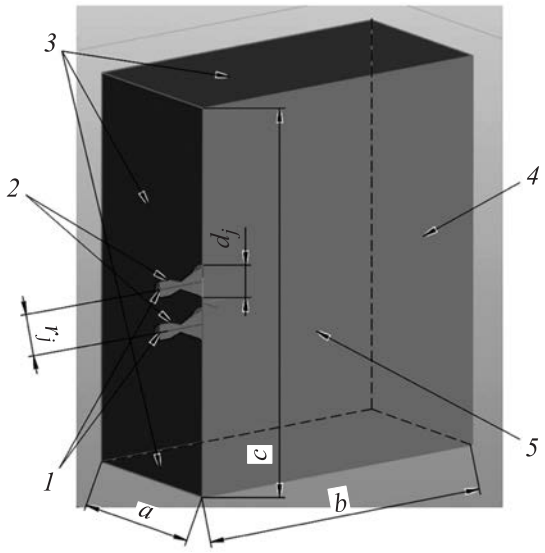


Рис. 5. Расчетная область и граничные условия:

a, b, c — размеры параллелепипеда расчетной области; *1* — ГУ «Вход/выход» № 1; *2* — ГУ «Стенка»; *3* — ГУ «Свободный выход»; *4* — ГУ «Вход/выход» № 2; *5* — ГУ «Симметрия»

Глубина $b = 10$ м и полуширина $a = 5$ м расчетной области, а также диаметр среза сопла $d_j = 0,96$ м оставались неизменными, высота c и, соответственно, количество ячеек расчетной области изменялись в зависимости от расстояния между струями $\overline{r}$ (табл. 5).

Результаты численного моделирования изображены на рис. 6. Эволюция сверхзвукового течения при взаимодействии двух струй в зависимости от относительного расстояния между соплами $\overline{r}$ представлена на рис. 6. При минимальном расстоянии ($\overline{r} = 1,38$) наблюдается интенсивное взаимодействие струй с образованием сложной волновой структуры, включая характерный диск Маха в зоне пересечения скачков уплотнения (рис. 6, *а*).

Таблица 5

Высота и количество ячеек расчетной области в зависимости от расположения двигателей

r_j, м	$\overline{r} = \dfrac{r_j}{d_j}$	c, м	Количество ячеек
1,33	1,38	12	~ 150 000
6,39	6,66	20	~ 200 000
12,79	13,33	30	~ 250 000

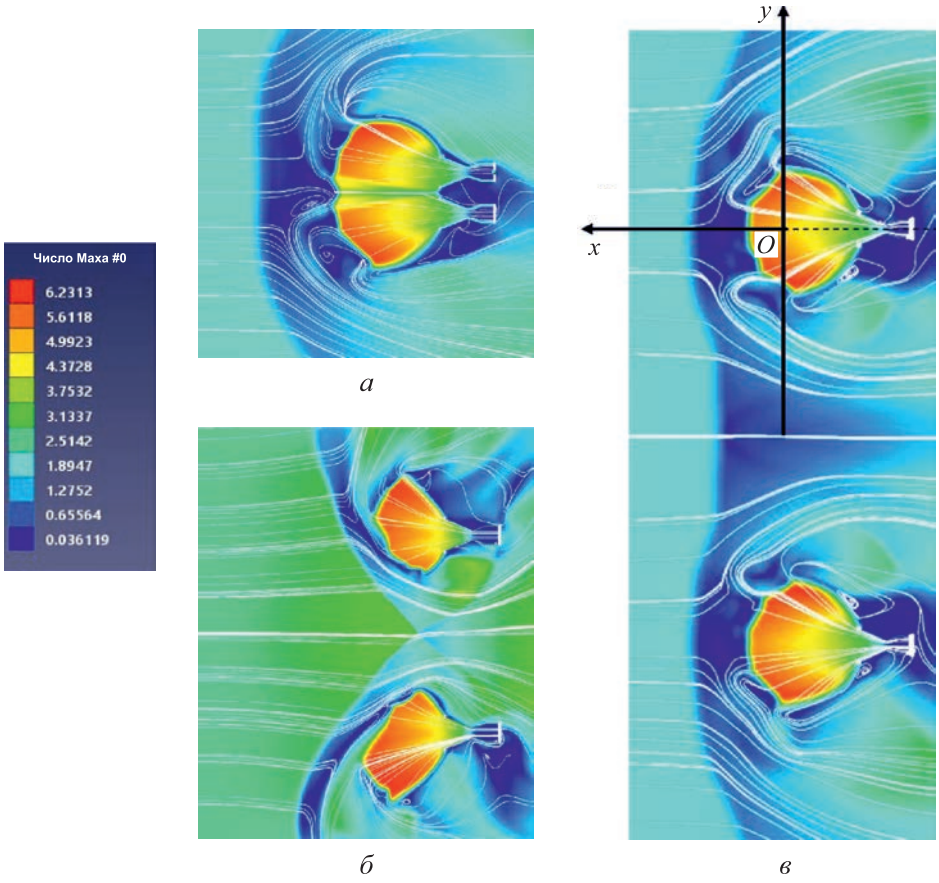


Рис. 6. Распределение числа Маха и линии тока при обтекании для $M_\infty = 2$:
а — $\bar{r} = 1,38$; *б* — $\bar{r} = 6,66$; *в* — $\bar{r} = 13,33$

Для промежуточного значения ($\bar{r} = 6,66$) скачки начинают выпрямляться и взаимодействие между струями ослабевает, что приводит к разделению их течений (рис. 6, *б*). При максимальном расстоянии ($\bar{r} = 13,33$) скачок уплотнения между соплами приобретает выраженную кривизну, струи развиваются практически независимо, сохраняя лишь слабое взаимное влияние в дальней зоне (рис. 6, *в*). Показано, что при уменьшении расстояния между соплами давление в зоне между соплами снижается, а волновая структура становится более сложной.

Проведено сравнение распределения нормированного коэффициента давления $\bar{c}_p = \dfrac{c_p}{c_{p0\,\text{теор}}}$ ($c_p = \dfrac{p - p_\infty}{q_\infty}$ — коэффициент полного давления, $c_{p0\,\text{теор}} = \dfrac{p_0 - p_\infty}{q_\infty}$ — теоретическое значение коэффициента

по давлению торможения за прямым скачком уплотнения во внешнем потоке p_0) с экспериментальными данными [14]. Расстояние от среза (ось Oy) равно трем диаметрам среза сопла (см. рис. 6, *в*).

Распределение нормированных коэффициентов давления для эксперимента $(n = 34,8;\ J_{p0} = 555,6)$ и смоделированных случаев $\bar{r} = 1,38; 6,66; 13,33$ $(n = 33,44;\ J_{p0} = 760,9)$ изображены на рис. 7.

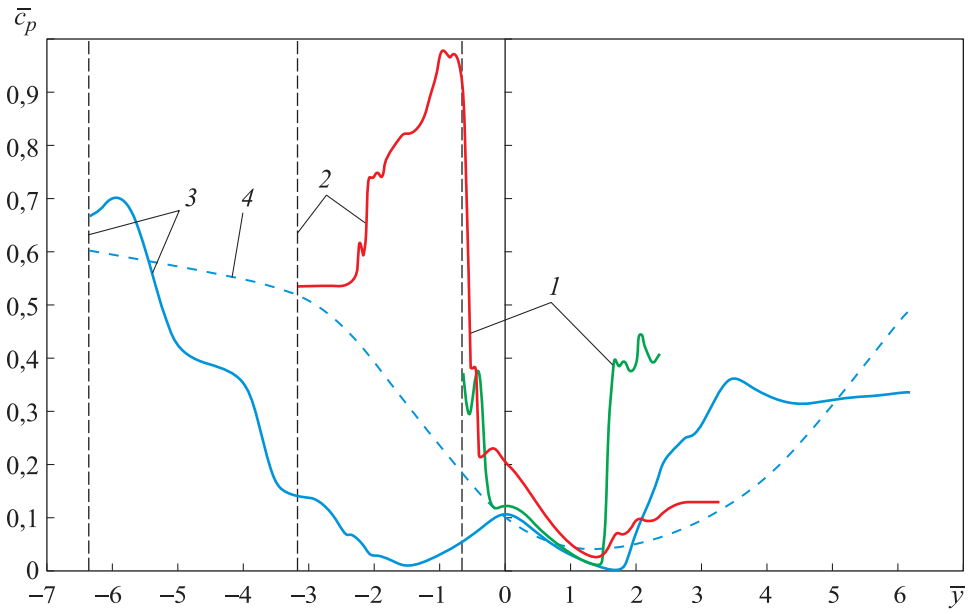


Рис. 7. Графики распределений относительного коэффициента давления около сопла двигателя при различном расстоянии между соплами:
1 — моделирование при $\bar{r} = 1,38$; *2* — моделирование при $\bar{r} = 6,66$; *3* — моделирование при $\bar{r} = 13,33$; *4* — эксперимент при $\bar{r} = 13,33$; вертикальные штриховые линии – ось симметрии между двумя соплами

Представленные на рис. 7 графики демонстрируют, что давление снижается почти до нуля вблизи оси симметрии сопла, при этом минимальное значение смещено относительно этой оси в сторону, противоположную второму соплу. Затем наблюдается восстановление давления до исходного уровня.

В случае $\bar{r} = 6,66$ между двумя скачками уплотнения (при $\bar{y} < 0$ на рис. 7) скорость потока практически нулевая, поэтому давление в этой области резко возрастает. В случая $\bar{r} = 13,33$ проведено сравнение с экспериментальными данными [14]. Графики распределения давления демонстрируют хорошее согласование с экспериментом, так как схож их характер возрастания и убывания.

Можно сделать вывод, что при уменьшении расстояния между соплами, из которых истекают струи, возникает интенсивное взаимо-

действие этих струй. Это приводит к формированию единого головного скачка уплотнения и сложной волновой структуры, включая характерный диск Маха в области пересечения скачков.

Заключение. В ходе работы было выполнено численное моделирование истечения одиночной недорасширенной струи в затопленное пространство и набегающий сверхзвуковой поток в зависимости от коэффициента нерасчетности и числа Маха набегающего потока. Проведенное сравнение геометрических параметров струи, истекающей в затопленное пространство, с экспериментальными данными показало хорошее совпадение полученных результатов: погрешность составила менее 10 %. В задаче взаимодействия двух струй со встречным сверхзвуковым потоком получена трансформация структур обтекания в зависимости от расстояния между струями. Установлено, что погрешность моделирования при вариации коэффициента нерасчетности не превышает 12 %, а при изменении числа Маха внешнего потока составляет 9,3 %, что является удовлетворительным результатом для задач данного класса. Кроме того, исследовано распределение коэффициента давления около сопла двигателя и проведено его сравнение с экспериментальными данными.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Аэродинамические характеристики возвращаемого аппарата с работающей тормозной двигательной установкой при транс- и сверхзвуковом обтекании. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2015, вып. 5. URL: http://engjournal.ru/catalog/arse/ahtp/1397.html

[2] Луценко А.Ю., Столярова Е.Г., Чернуха П.А. Струйное управление параметрами обтекания летательных аппаратов различных назначений. *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации*, 2015, № 1 (207), с. 45–52.

[3] Соколов Е.И., Усков В.Н. Волновая структура сверхзвуковой струи, истекающей во встречный сверхзвуковой поток. *Инженерно-физический журнал*, 1978, т. 35, № 4, с. 672.

[4] Финлей П.Ж. Струя, истекающая из тела против внешнего сверхзвукового потока. *Механика: периодический сборник переводов иностранных статей*, 1967, № 5, с. 7–39.

[5] Карпман И.М. Истечение недорасширенной струи во встречный сверхзвуковой и дозвуковой поток. *Известия АН СССР. Механика жидкости и газа*, 1977, № 1, с. 89–96.

[6] Карпман И.М. Экспериментальное исследование закономерностей распространения недорасширенной струи во встречном дозвуковом потоке. *Известия АН СССР. Механика жидкости и газа*, 1986, № 3, с. 186–188.

[7] Калинин В.М., Мельбард А.М. Параметры моделирования в задаче об истечении сверхзвуковой недорасширенной струи, вытекающей навстречу сверхзвуковому потоку. *Известия АН СССР. Механика жидкости и газа*, 1980, № 3, с. 83–89.

[8] Столяров Е.П. Об истечении недорасширенных газовых струй навстречу сверхзвуковому потоку. *Ученые записки ЦАГИ*, 1977, т. 8, № 2, с. 33–43.

[9] Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, 1994, vol. 32, no. 8, pp. 1598–1605.
[10] Wilcox D.C. *Turbulence Modeling for CFD*. 3rd ed. La Canada, DCW Industries, 2006. 522 p.
[11] Spalart P.R. Philosophies and fallacies in turbulence modeling. *Progress in Aerospace Sciences*, 2015, vol. 74, pp. 1–15.
[12] Шелухин Н.Н. Исследование характеристик сверхзвуковой недорасширенной струи. *Ученые записки ЦАГИ*, 1995, № 1-2, с. 78–87.
[13] Авдуевский В.С., Иванов А.В., Карпман И.М., Трасковский В.Д., Юделович М.Я. Течение в сверхзвуковой вязкой недорасширенной струе. *Известия АН СССР. Механика жидкости и газа*, 1970, № 3, с. 1004–1007.
[14] Свирщевский С.Б., Семенчиков Н.М., Тахов А.В., Яковлевский В.И. Взаимодействие сверхзвуковых недорасширенных струй с встречным сверхзвуковым потоком. *Математическое моделирование*, 2001, т. 13, № 7, с. 3–10.

Статья поступила в редакцию 19.04.2026

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Кондрашев Д.О., Луценко А.Ю. Численное моделирование взаимодействия двух параллельных струй со встречным сверхзвуковым набегающим потоком. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 10. EDN TSOXCJ

Кондрашев Даниил Олегович — аспирант кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана. Области деятельности и научных интересов: аэродинамика струйных и отрывных течений.
e-mail: kondrashev@bmstu.ru
SPIN-код: 2460-0699, AuthorID: 1306664

Луценко Александр Юрьевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор более 100 научных публикаций в области аэродинамики струйных и отрывных течений, проектирования органов управления полетом. e-mail: lutsenko@bmstu.ru
SPIN-код: 7660-5072, AuthorID: 113506, Scopus Author ID 7004074417

Numerical Simulation of the Interaction of Two Parallel Jets with an Opposing Supersonic Free Stream

© D.O. Kondrashev, A.Yu. Lutsenko

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

The influence of the relative distance between nozzles on the flow structure, the formation of shock waves, and mixing zones is investigated. The simulation was performed in the FlowVision software using the SST turbulence model. Validation of the mathematical model was carried out on the basis of experimental data and empirical dependencies for a single jet, which confirmed the correctness of the approach. It is shown that with a decrease in the distance between the jets, their intense interaction occurs with the formation of a single bow shock and a complex wave structure, including a Mach disk in the region of shock intersection. With an increase in the distance, the jets develop almost independently. A comparison of the distribution of the normalized pressure coefficient near the engine nozzle with experimental data is carried out, demonstrating good agreement. The obtained results can be used in the design of multi-nozzle braking propulsion systems for reusable launch vehicle stages, as well as for optimizing the arrangement of nozzles in order to increase the efficiency of braking and controllability of aircraft at the stages of descent and landing.

Keywords: *supersonic jets, numerical simulation, jet interaction, opposing flow, shock waves, gas dynamics*

REFERENCES

[1] Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K. Aerodinamicheskie kharakteristiki vozvratimogo apparata s rabotayushchey tormoznoy dvigatelnoy ustanovkoy pri transi sverkhzvukovom obtekanii [The aerodynamics of the reentry vehicle with a functioning retropack at transonic and supersonic flow]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2015, iss. 5. Available at: http://engjournal.ru/catalog/arse/ahtp/1397.html

[2] Lutsenko A.Yu., Stolyarova E.G., Chernukha P.A. Struynoe upravlenie parametrami obtekaniya letatelnykh apparatov razlichnykh naznacheniy [Jet Control of Flow Parameters of Aircraft for Various Purposes]. *Nauchnyy vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta grazhdanskoy aviatsii — Civil Aviation High Technologies*, 2015, no. 1 (207), pp. 45–52.

[3] Sokolov E.I., Uskov V.N. Volnovaya struktura sverkhzvukovoy strui, istekayuschey vo vstrechnyy sverkhzvukovoy potok [The wave structure of the supersonic jet issuing into a countercurrent supersonic flow]. *Inzhenerno-fizicheskiy zhurnal — Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 1978, vol. 35, no. 4, p. 672.

[4] Finley P.J. Struya, istekayuschaya iz tela protiv vneshnego sverkhzvukovogo potoka [The Jet from a Body Opposing an External Supersonic Stream]. *Mekhanika: periodicheskiy sbornik perevodov inostrannykh statey — Mechanics: Periodical Collection of Translations of Foreign Articles*, 1967, no. 5, pp. 7–39.

[5] Karpman I.M. Istechenie nedorasshirennoy strui vo vstrechnyy sverkhzvukovoy i dozvukovoy potok [Outflow of an Underexpanded Jet into an Opposing Supersonic and Subsonic Flow]. *Izvestiya AN SSSR. Mekhanika zhidkosti i gaza — Fluid Dynamics*, 1977, no. 1, pp. 89–96.

[6] Karpman I.M. Eksperimentalnoe issledovanie zakonomernostey rasprostraneniya nedorasshirennoy strui vo vstrechnom dozvukovom potoke [Experi-

mental Study of the Propagation Patterns of an Underexpanded Jet in an Opposing Subsonic Flow]. *Izvestiya AN SSSR. Mekhanika zhidkosti i gaza — Fluid Dynamics*, 1986, no. 3, pp. 186–188.

[7] Kalinin V.M., Melbard A.M. Parametry modelirovaniya v zadache ob istechenii sverkhzvukovoy nedoraschirennoy strui, vytekayushchey navstrechu sverkhzvukovomu potoku [Simulation Parameters in the Problem of Outflow of a Supersonic Underexpanded Jet Flowing Towards a Supersonic Flow]. *Izvestiya AN SSSR. Mekhanika zhidkosti i gaza — Fluid Dynamics*, 1980, no. 3, pp. 83–89.

[8] Stolyarov E.P. Ob istechenii nedoraschirennykh gazovykh struy navstrechu sverkhzvukovomu potoku [On the Outflow of Underexpanded Gas Jets Towards a Supersonic Flow]. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 1977, vol. 8, no. 2, pp. 33–43.

[9] Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, 1994, vol. 32, no. 8, pp. 1598–1605.

[10] Wilcox D.C. *Turbulence Modeling for CFD*. 3rd ed. La Canada, DCW Industries, 2006, 522 p.

[11] Spalart P.R. Philosophies and fallacies in turbulence modeling. *Progress in Aerospace Sciences*, 2015, vol. 74, pp. 1–15.

[12] Shelukhin N.N. Issledovanie kharakteristik sverkhzvukovoy nedoraschirennoy strui [Study of the Characteristics of a Supersonic Underexpanded Jet]. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 1995, no. 1-2, pp. 78–87.

[13] Avduevskiy V.S., Ivanov A.V., Karpman I.M., Traskovskiy V.D., Yudelovich M.Ya. Techenie v sverkhzvukovoy vyazkoy nedoraschirennoy strue [Flow in a Supersonic Viscous Underexpanded Jet]. *Izvestiya AN SSSR. Mekhanika zhidkosti i gaza — Fluid Dynamics*, 1970, no. 3, pp. 1004–1007.

[14] Svirschevsky S.B., Semenchikov N.M., Takhov A.V., Yakovlevskiy V.I. Vzaimodeystvie sverkhzvukovykh nedoraschirennykh struy s vstrechnym sverkhzvukovym potokom [Interaction of supersonic underexpanded jets with opposing supersonic stream]. *Matematicheskoe modelirovanie — Mathematical Models and Computer Simulations*, 2001, vol. 13, no. 7, pp. 3–10.

Kondrashev D.O., Postgraduate Student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: aerodynamics of jet and separated flows. e-mail: kondrashev@bmstu.ru
SPIN-code: 2460-0699, AuthorID: 1306664

Lutsenko A.Yu., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Author of more than 100 scientific publications in the field of aerodynamics of jet and separated flows, design of flight control actuators. e-mail: lutsenko@bmstu.ru
SPIN-code: 7660-5072, AuthorID: 113506, Scopus Author ID 7004074417