

УДК 533.695, 533.694

Моделирование аэродинамики космического аппарата при взаимодействии струи двигателя управления с атмосферой при спуске*

А.В. Кашковский^{1,2}, П.В. Ващенко^{1,2}, Т. Баньяй³

¹Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск

²Новосибирский государственный университет

³Институт механики жидкости и газа им. фон Кармана, Брюссель

E-mail: sasa@itam.nsc.ru

В работе численно исследуется изменение аэродинамических характеристик модели космического аппарата при взаимодействии струи двигателя управления с набегающим потоком. Параметры струи, истекающей из сопла двигателя, и полетные данные (скорость и высота) взяты из параметров космического аппарата Intermediate Experimental Vehicle. Моделирование проводится с помощью метода прямого статистического моделирования Монте–Карло. Для совместного моделирования плотной струи и разреженного течения в набегающем потоке применяется многозонный подход. Показано, что в случае, если струя двигателя управления истекает достаточно близко к поверхности космического аппарата, возможна интерференция потоков, благодаря которой силовые и моментные характеристики могут изменяться. В рассмотренной задаче момент тангажа благодаря интерференции увеличивается на величину порядка 10 % на высотах ниже 120 км.

Ключевые слова: метод ПСМ, динамика разреженного газа, интерференция, истечение из сопла.

Введение

На начальном этапе спуска космического аппарата (КА) Intermediate eXperimental Vehicle (IXV) с орбиты его ориентация изменяется с помощью реактивной системы управления, которая состоит из четырех двигателей, расположенных в задней части космического аппарата. При запуске нижних двигателей струи от них попадают в набегающий поток вблизи кормы КА, что отражается на структуре течения около балансировочных щитков (см. рис. 1) и может привести к изменению давления на щитки и поверхность КА. Принимая во внимание небольшую массу аппарата (порядка 480 кг), становится очевидно, что эти изменения могут существенно повлиять на управляемость и должны приниматься во внимание. Поэтому необходимо оценить влияние взаимодействия струи двигателей управления с набегающим потоком на аэродинамические характеристики IXV. С точки зрения численного моделирования в этой задаче

* Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства РФ (договор № 14.Z50.31.0019) для поддержки исследований под руководством ведущих ученых, Президиума РАН (Программа фундаментальных исследований № 25) и РФФИ (проект 14-01-31099).

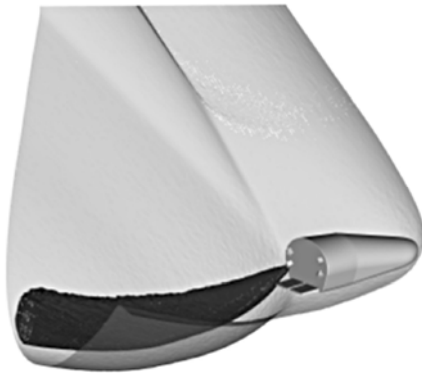


Рис. 1. Истечение струи из двигателя управления КА IXV (рис. из работы [2]). Число Маха 10, высота 90 км.

одновременно существуют два типа течения: разреженное в набегающем потоке и континуальное течение в струе двигателя. Традиционно для моделирования спуска КА на больших высотах применяется метод прямого статистического моделирования Монте–Карло (ПСМ). Однако необходимость моделирования плотного течения струи делает использование этого метода очень ресурсоемким. Настоящая работа посвящена исследованию воздействия струи двигателя, направленной вниз и воздействующей на поверхность КА, на аэродинамические характеристики упрощенной модели, заменяющей КА IXV.

1. Постановка задачи и начальные данные

По плану программы IXV вывод КА происходит с космодрома Куру (Французская Гвиана) с помощью ракеты Вега на орбиту 180÷300 км. Последняя ступень ракеты Вега переходит в режим возврата на высоте около 120 км со скоростью 7700 м/с и углом входа $1,19^\circ$. Приземление планируется на Северном Европейском аэрокосмическом испытательном полигоне (North European Aerospace Test Range) после пролета 7500 км относительно поверхности Земли [1].

Движение тела на высотах H порядка 100 км происходит в переходном режиме течения (между свободномолекулярным и континуальным режимами) и моделируется методами динамики разреженного газа. Наиболее подходящим инструментом для численного моделирования таких течений является метод ПСМ [3]. В методе ПСМ газ представляется как поток большого количества отдельных частиц, движущихся подобно молекулам реального газа. Процесс моделирования состоит из двух этапов:

- перемещение частиц в соответствии с временным шагом;
- столкновения частиц друг с другом.

Расчетная область разбивается на ячейки. Сталкиваться могут только частицы, расположенные в одной ячейке. Сбор статистической информации о макропараметрах в поле течения (плотность, температура, скорость потока и т.д.) осуществляется по другим ячейкам, пространственное разрешение которых не обязательно совпадает с разрешением столкновительных ячеек. Вычисление проводилось с помощью программного комплекса SMILE [4] на вычислительных кластерах Новосибирского государственного университета и Сибирского Суперкомпьютерного Центра (г. Новосибирск).

Для корректного моделирования методом ПСМ размер ячейки должен быть соизмерим с локальной длиной свободного пробега и частица должна передвигаться за шаг по времени на расстояние, не превышающее локальную длину свободного пробега. Кроме того, желательно иметь в среднем не менее пяти частиц в каждой ячейке. IXV оснащен двигателем с номинальной тягой 380 Н и скоростью истечения струи 2500 м/с. Средняя длина свободного пробега (и, следовательно, требуемый размер ячейки) в ядре струи двигателя составляет $4 \cdot 10^{-6}$ м. Так как IXV имеет характерный размер порядка 4,4 м, для корректного расчета даже в случае использования неравномерной сетки необходимо иметь десятки миллионов ячеек, порядка миллиарда модельных частиц и провести миллионы временных шагов. Понятно, что такое моделирование чрезвычайно затратно, и для этой задачи весьма трудно провести многопараметрические исследования.

Цель настоящей работы заключается в моделировании истечения струи двигателя управления IXV в набегающий поток и оценке изменения аэродинамических характеристик на различных высотах. Упрощенно модель IXV заменяется клином

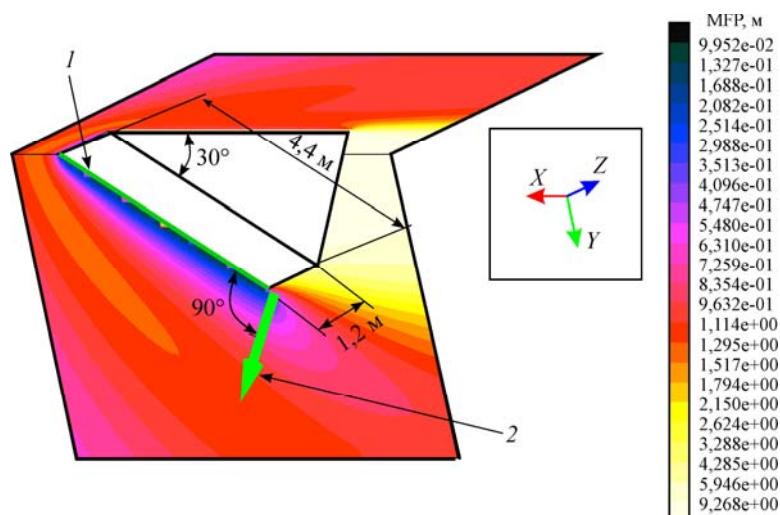


Рис. 2. Геометрическая модель, вектор направления струи и поле длины свободного пробега (MFP) на высоте 100 км.

1 — линия симметрии, 2 — ось струи.

длиной 4,4 м и полушириной 1,2 м, расположенным под углом атаки 30° (см. рис. 2). Срез сопла двигателя находится на расстоянии 0,05 м от задней грани в наветренной плоскости клина (рабочей поверхности). Струя расположена перпендикулярно плоскости клина. Ее направление показано на рис. 2 стрелкой, также показаны две плоскости симметрии: горизонтальная плоскость, разделяющая верхнюю и нижнюю части, и вертикальная плоскость, проходящая через середину модели и ось струи. Благодаря использованию плоскостей симметрии необходимые вычислительные затраты снижаются в два раза.

Так как параметры течения в струе являются определяющими в этой задаче, исследовались три плотности струи, истекающей из сопла: в 10, в 100 и в 1000 раз меньше плотности в реальной струе. При этом остальные параметры не изменялись, это видно из табл. 1. Здесь же приведены значения момента тангажа, создаваемые двигателем (произведение тяги на плечо). Моделировать течение в струе с такими параметрами легче, чем в струе с реальной плотностью. Сравнение структур течения для этих трех расчетных случаев позволит экстраполировать результаты для настоящих параметров и сделать заключение об изменении аэродинамических характеристик модели.

Таблица 1

Параметры струи

Параметры	Струя 1	Струя 2	Струя 3
Выходное сечение сопла, м		0,0441	
Температура, °K		371	
Скорость, м/с		2540	
Число Маха		4,3	
Массовая доля N_2		0,57	
Массовая доля H_2		0,09	
Массовая доля NH_2		0,34	
Плотность, $кг/м^3$	$9,72 \cdot 10^{-6}$	$9,72 \cdot 10^{-5}$	$9,72 \cdot 10^{-4}$
Числовая плотность, $1/м^3$	$4,99 \cdot 10^{20}$	$4,99 \cdot 10^{21}$	$4,99 \cdot 10^{22}$
Давление, Па	2,55	25,5	255
Средняя длина свободного пробега, м	$4 \cdot 10^{-3}$	$4 \cdot 10^{-4}$	$4 \cdot 10^{-5}$
Номинальная тяга, Н	0,381	3,81	38,1
Момент тангажа $KA M_{стр}$, Н·м	1,676	16,76	167,6

Таблица 2

Параметры атмосферы

Параметры	Высота, км		
	120	110	100
Плотность, кг/м ³	$2,2642 \cdot 10^{-8}$	$9,6068 \cdot 10^{-8}$	$5,5824 \cdot 10^{-7}$
Числовая плотность, 1/м ³	$5,2128 \cdot 10^{17}$	$2,1246 \cdot 10^{18}$	$1,1898 \cdot 10^{19}$
Температура, К	368	247	194
Средняя длина свободного пробега, м	3,1	0,66	0,12
Молярная доля O ₂	0,084	0,123	0,177
Молярная доля N ₂	0,733	0,770	0,784
Молярная доля O	0,183	0,107	0,039

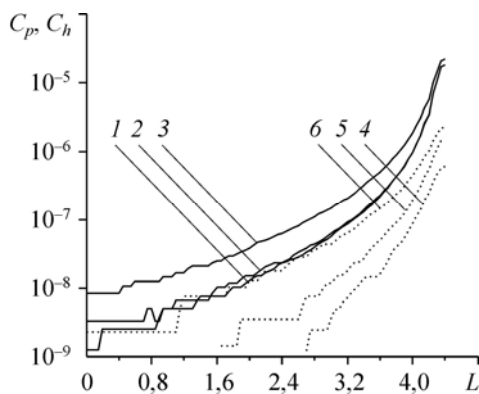
Расчеты проводились для высот 100, 110 и 120 км. Были использованы параметры атмосферы из работы [5], они представлены в табл. 2. Для всех случаев скорость набегающего потока принималась 7500 м/с, температура поверхности 300 К. Для моделирования взаимодействия частиц газа с поверхностью принималось диффузное отражение с полной аккомодацией энергии. Межмолекулярные столкновения моделировались в соответствии с моделью переменных твердых сфер и дискретной моделью внутренней энергии. Перераспределение внутренней энергии молекул при столкновениях проводилось в соответствии с моделью Ларссена-Боргнакке. Моментные характеристики вычислялись относительно переднего края клина.

Работа проводилась по следующему алгоритму.

1. Моделирование истечения струи из сопла без набегающего потока.
2. Моделирование течения около клина на различных высотах без учета струи двигателя.
3. Моделирование течения около клина на разных высотах совместно со струями различной плотности из сопла. Сравнением этих результатов с результатами п. 2 оценивалось влияние струи на аэродинамику КА.

2. Истечение из сопла в вакуум

Моделирование истечения струй из сопла в вакуум проводилось для каждой струи без учета набегающего потока. Так как ось струи перпендикулярна поверхности клина, молекулы истекающего газа чтобы попасть на поверхность должны изменить направление скорости практически на 180°. Очевидно, что лишь отдельные молекулы движутся в этом направлении. Поток частиц на поверхность очень мал. Соответственно влияние струи на поверхность также незначительно, это видно на рис. 3. На нем показано распределение коэффициента давления (C_p) и коэффициента теплопередачи (C_h) вдоль плоскости симметрии. Графики представлены в логарифмической шкале. Значения по оси ординат не превышают 10^{-4} .



Значения по оси ординат не превышают 10^{-4} . То есть увеличение момента тангажа вследствие взаимодействия струи с поверхностью составляет около 0,01 % от момента тангажа, создаваемого самой струей двигателя. Следовательно, взаимодействием струи с поверхностью в условиях абсолютного вакуума можно пренебречь.

Рис. 3. Распределения коэффициентов давления и теплопередачи вдоль линии симметрии при истечении струй различной плотности.

Струя 1: C_p (1), C_h (4), струя 2: C_p (2), C_h (5), струя 3: C_p (3), C_h (6).

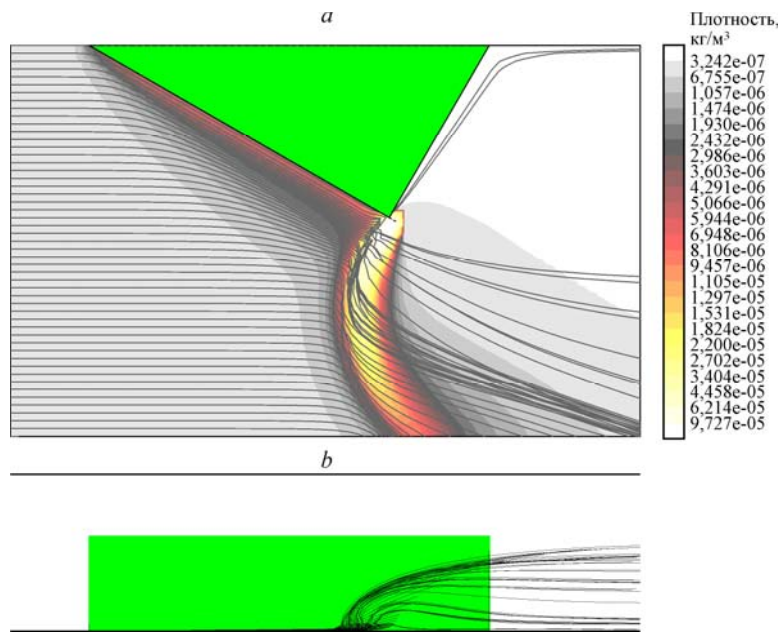


Рис. 4. Линии тока и поле плотности.
Струя 3, $H = 100$ км: a — вид сбоку, b — снизу.

3. Взаимодействие струи с набегающим потоком

При наличии набегающего потока структура течения в струе существенно изменяется. Молекулы потока сталкиваются с молекулами газа, вылетающими из сопла двигателя, и теряют скорость. В результате давление в области истечения струи возрастает. Похожие изменения происходят, если вместо струи поставить твердую стенку. На рис. 4 показано поле плотности и линии тока для струи 3 на высоте 100 км. Видно, что растекание потока поперек струи схоже с обтеканием твердой стенки.

Повышение давления в зоне натекания потока на струю увеличивает давление на поверхность клина. На рис. 5 показаны совмещенные изолинии коэффициентов C_h (слева) и C_p (справа), полученные при моделировании течения без струи и со струей 2 на высоте 110 км. На рисунке представлена только правая половина модели (левая граница соответствует плоскости симметрии). Верхняя граница соответствует переднему краю клина, нижняя — задней кромке. По рис. 5 b можно также судить о размерах области, на которую распространяется влияние струи. Изолинии

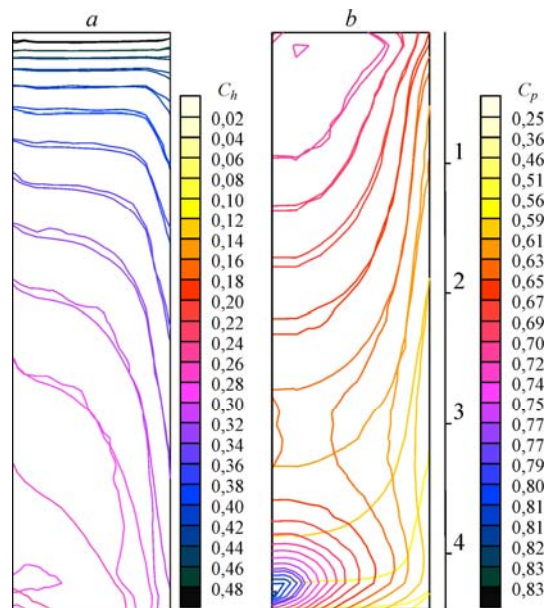


Рис. 5. Влияние струи на поверхность клина.
Струя 2, $H = 110$ км: a — C_h , b — C_p .

практически совпадают на расстоянии до 2 м от переднего края клина. Затем изолинии резко начинают различаться.

Область влияния струи на поток определяется расстоянием, которое могут преодолеть молекулы, вылетающие из струи до столкновения с молекулами набегающего потока. Очевидно, что данное расстояние зависит от средней длины свободного пробега молекул в набегающем потоке и растет с увеличением высоты. Это отчетливо видно на рис. 6, где представлены распределения коэффициентов C_p и C_h вдоль линии симметрии наветренной стороны клина на различных высотах для течения со струей и без нее. На высоте 120 км зона влияния струи простирается до переднего края клина, на высоте 100 км зона влияния для струи с максимальной рассматриваемой плотностью не превышает 1,5 м. Также видно, что повышение плотности струи увеличивает количество сталкивающихся молекул, следовательно, влияние на наветренную сторону клина усиливается. Когда плотность в струе становится соизмерима с плотностью

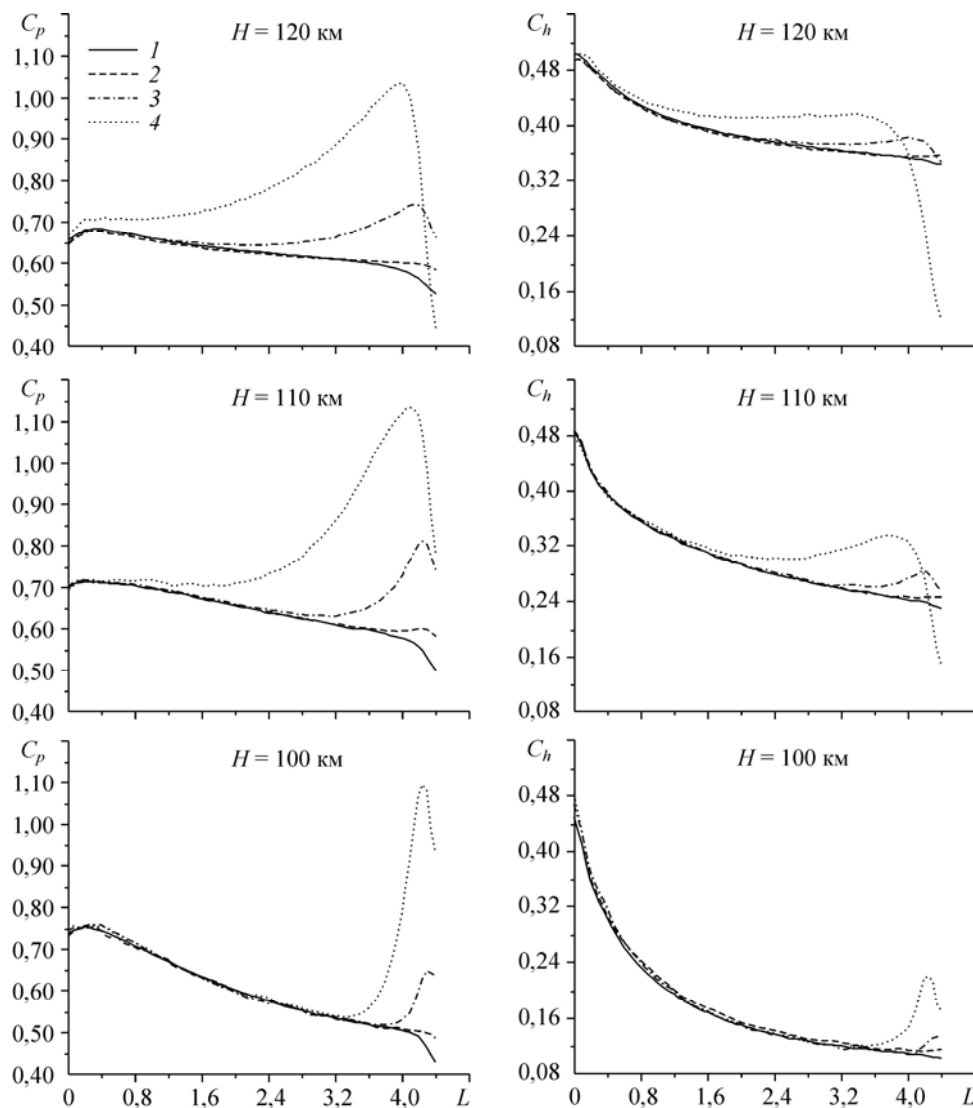


Рис. 6. Распределения коэффициентов давления C_p и теплопередачи C_h

вдоль линии симметрии на различных высотах.

1 — внешнее течение, 2 — струя 1, 3 — струя 2, 4 — струя 3.

Таблица 3

Изменение аэродинамических характеристик модели при интерференции струи и набегающего потока

Расчетные случаи	$\Delta C_x, \%$	$\Delta C_y, \%$	$\Delta C_h, \%$	$\Delta m_z, \%$	$M, H\cdot m$	$\Delta M, H\cdot m$	$\Delta M/M_{стр}, \%$
Высота 120 км							
без струи	0,0	0,0	0,0	0,0	4,58	0,0	–
струя 1	0,3	2,1	0,4	1,3	4,64	0,06	3,6
струя 2	1,6	18,2	2,7	9,9	5,03	0,45	2,7
струя 3	6,0	74,8	9,7	35,4	6,20	1,62	1,0
Высота 110 км							
без струи	0,0	0,0	0,0	0,0	19,80	0,0	–
струя 1	0,2	0,7	0,0	1,1	20,01	0,21	12,5
струя 2	1,3	8,6	1,8	7,2	21,22	1,42	8,5
струя 3	7,5	44,1	11,2	35,1	26,74	6,94	4,1
Высота 100 км							
без струи	0,0	0,0	0,0	0,0	101,2	0,0	–
струя 1	1,1	0,9	2,3	0,2	101,4	0,2	11,9
струя 2	3,0	0,9	2,6	2,0	103,2	2,0	11,9
струя 3	5,3	8,3	6,1	12,1	113,4	12,2	7,3

набегающего потока (струя 1 на высоте 100 км), струя сносится набегающим потоком за клин и оказывает минимальное воздействие на наветренную сторону. В табл. 3 приведены изменения (в процентах) коэффициентов осевой силы (ΔC_x), нормальной силы (ΔC_y), теплопередачи (ΔC_h) и момента тангажа (Δm_z) относительно значений этих коэффициентов в случае обтекания только набегающим потоком без струи.

Следует принять во внимание, что плотность течения сильно уменьшается с увеличением высоты, и размерные силовые и моментные характеристики также уменьшаются. В табл. 3 также показаны размерные значения момента тангажа (M), разница между этими значениями и значениями, полученными в случае без струи (ΔM), и отношения $\Delta M/M_{стр}$ (момент, создаваемый струей $M_{стр}$, указан в табл. 1). Видно, что отношение $\Delta M/M_{стр}$ увеличивается с уменьшением высоты и снижается при увеличении плотности струи.

Экстраполируя полученные результаты на расчетный двигатель с тягой 400 Н, можно сказать, что для более точного управления КА IXV учет взаимодействия струи с набегающим потоком необходим на высотах ниже 120 км. Интерференция струи двигателя с набегающим потоком приводит к увеличению момента тангажа на величину порядка 10 %.

4. Методика моделирования взаимодействия реальной струи с потоком

Как уже говорилось во введении, численное моделирование истечения струи из сопла с тягой 400 Н является чрезвычайно трудоемкой задачей. В то же время для моделирования струйных течений часто применяется многозонный подход [6], основанный на том, что расширяющаяся струя имеет свехзвуковую скорость и возмущения не могут передаваться к источнику струи. В соответствии с этим вся расчетная область разбивается на вложенные подобласти. В окрестности выходного сечения сопла строится начальная подобласть и проводится моделирование истечения в ней. Полученные результаты используются в качестве граничных параметров для моделирования в следующей зоне и т.д. Так как плотность в струе быстро уменьшается, в каждой зоне можно применять различные параметры моделирования (временной шаг и размер ячеек). Такой подход позволяет с помощью серии последовательных вычислений получить параметры течения во всей интересующей области с приемлемыми затратами вычислительных ресурсов. Используем его и для решения рассматриваемой задачи.

Вначале необходимо провести моделирование истечения струи из сопла двигателя. Так как струя осесимметричная, эту задачу можно решить в осесимметричной постановке, что существенно легче, чем ее решение в трехмерной постановке. В полученном поле течения необходимо выбрать область со средней длиной свободного пробега $10^{-4} \div 10^{-3}$ м (числовая плотность $10^{20} \div 10^{21}$ $1/\text{м}^3$). Параметры течения на границе (стартовой поверхности) используются как исходные для моделирования струи в трехмерной постановке. Очевидно, что поскольку наибольшая плотность находится на оси струи и понижается к периферии, то стартовой поверхностью в простейшем случае будет являться цилиндр.

Необходимо иметь в виду, что на стартовой поверхности создается только исходящий поток. В области, ограниченной стартовой поверхностью, частиц не должно быть. Если границу взять очень большой, то есть вероятность, что частицы набегающего потока могут пересечь стартовую поверхность без столкновений с частицами струи. При моделировании эта внутренняя область сопла не воспроизводится, и у влетевших частиц не будет партнера для столкновения. Потенциально это может привести к искажению результатов. Поэтому надо вырезать стартовую поверхность в области достаточно высокой плотности, которая была бы значительно выше плотности набегающего потока. В этом случае частицы набегающего потока с вероятностью, близкой к единице, столкнутся с частицами струи и не достигнут стартовой поверхности.

На рис. 7 представлено поле плотности при истечении струи 3 на высоте 100 км. Размер расчетной области $0,5 \times 15$ м. Стартовая поверхность для трехмерного моделирования показана жирной горизонтальной линией, начинающейся со среза сопла. В общем случае в трехмерный расчет необходимо вводить и стартовую поверхность, показанную на рисунке пунктиром. Однако взаимодействие частиц, вылетевших с этой поверхности, с потоком происходит достаточно далеко от тела, так что влиянием этих частиц можно пренебречь. Кроме того, течение в окрестности этой поверхности сверхзвуковое и возмущения, появившиеся в этой области, не распространяются вверх по потоку. Поэтому в моделировании взаимодействия струи с набегающим потоком на этой части струи частицы не генерировались. Благодаря этому отпала необходимость моделировать все еще плотное течение в ядре струи, и резко снизились требования к вычислительным ресурсам.

На рис. 8 показаны наложенные друг на друга изолинии плотности и температуры, полученные в трехмерном моделировании струи 3 и набегающего потока на высоте 100 км с использованием однозонного и многозонного подхода. Различия в результатах наблюдаются главным образом вниз по потоку. Изолинии на наветренной стороне клина

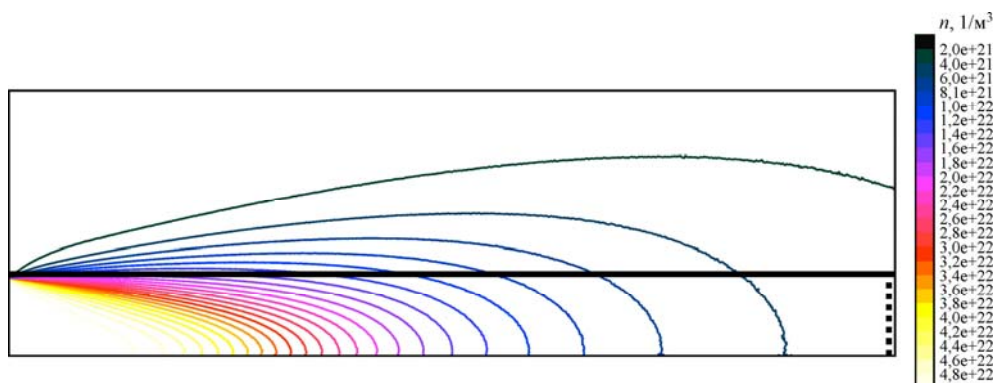


Рис. 7. Осесимметричное моделирование струи 3 и стартовая поверхность для трехмерного моделирования.

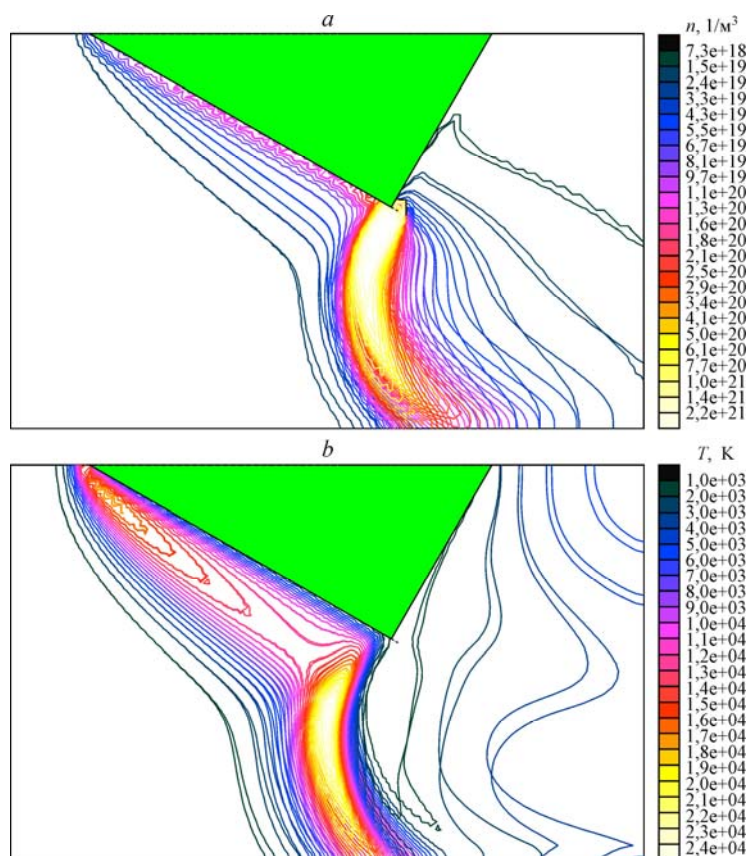


Рис. 8. Сравнение результатов однозонного и многозонного расчетов.
 $H = 100$ км, струя 3: *a* — числовая плотность, *b* — температура.

совпадают. Разница в поверхностных распределениях коэффициентов трения и давления и интегральных аэродинамических характеристик соизмерима со статистической погрешностью метода ПСМ.

В рассмотренной задаче использование многозонного подхода позволило ускорить проведение расчетов на 25 %. При моделировании более плотной струи выигрыш во времени может быть в несколько раз больше. Следует понимать, что использование многозонного подхода для данной задачи может привести к погрешностям в вычислении давления ниже расположения сопла. Тем не менее, такой подход можно применять для оценки влияния струи двигателя на аэродинамические характеристики.

Заключение

В работе проведена оценка влияния интерференции струи двигателя модели, схожей с КА IXV, с набегающим потоком на аэродинамические характеристики этой модели. Моделирование проводилось методом ПСМ с использованием многозонного подхода. Основываясь на полученных результатах, можно сделать следующие выводы:

- учет взаимодействия струи двигателя с набегающим потоком необходим на высотах ниже 120 км;
- с уменьшением высоты изменение моментных характеристик за счет интерференции увеличивается и может достигать величины более 10 %;
- для моделирования таких течений методом ПСМ может применяться многозонный подход.

Список литературы

1. **Tumino G., Gerard Y.** Europe among the world players in atmospheric reentry // ESA bulletin 128. 2006. P. 62–67.
2. **Bányai T., Torres E., Kashkovsky A.V., Vashchenkov P.V., Ivanov M.S., Rambaud P.** Direct Monte Carlo simulations of the intermediate experimental vehicle at early stages of reentry // Proc. of 7th Aerothermodynamics Symp. 2011. ISBN: 978-92-9221-256-8. P. 425–440.
3. **Bird G.A.** Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows. Oxford: Clarendon Press, 1994. 484 p.
4. **Ivanov M.S., Markelov G.N., Gimelshein S.F.** Statistical simulation of reactive rarefied flows: numerical approach and applications // AIAA Paper. 1998. No. 98–2669.
5. **Moss J., Glass C., Greene F.** DSMC simulations of apollo capsule aerodynamics for hypersonic rarefied conditions // AIAA Paper. 2006. No. 2006-3577.
6. **Giordano D., Ivanov M.S., Kashkovsky A.V., Markelov G.N., Tumino G., Koppenwallner G.** Application of the numerical multizone approach to the study of satellite thruster plumes // J. Spacecraft and Rockets. 1998. Vol. 35, No. 4. P. 502–508.

*Статья поступила в редакцию 19 февраля 2014 г.,
после доработки — 5 июня 2014 г.*