

АЭРОФИЗИКА ГИПЕРЗВУКОВОГО ПОТОКА ВОЗДУХА У ПОВЕРХНОСТИ СПУСКАЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ВЫСОТАХ МЕНЕЕ 60 км

С.Т. Суржиков

surg@ipmnet.ru

ИПМех им. Ю.А. Ишлинского РАН, Москва, Российская Федерация

ВНИИА им. Н.Л. Духова, Москва, Российская Федерация

Аннотация

С использованием численного моделирования выполнено исследование газодинамики входящего в плотные слои атмосферы спускаемого космического аппарата при относительно низких гиперзвуковых скоростях. Показано, что на исследуемом участке траектории полета ($v_{\infty} \approx 7 \dots 1$ км/с) на высотах $H = 60 \dots 30$ км электронная концентрация в сжатом слое оказывается весьма высокой для блокировки радиосигналов. Рассмотрены перспективы использования электромагнитных актюаторов как аэрофизических методов управления потоками газа

Ключевые слова

Аэрофизика спускаемого космического аппарата, ионизация сжатого слоя, орбитальный вход, плотные слои атмосферы

Поступила в редакцию 09.06.2016

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016

*Исследования выполнены за счет гранта Российского
научного фонда (проект № 16-11-10275)*

Введение. Одна из наиболее сложных проблем при создании космических аппаратов (КА) в научно-технических программах исследования и освоения космического пространства, предусматривающих вход КА в атмосферу с суборбитальными скоростями, — разработка эффективных систем тепловой защиты. При этом основным этапом является оценка параметров обтекания и аэродинамического нагрева КА, учитывающих совокупность явлений, имеющих место при его движении на траектории спуска, в частности радиационно-химические процессы в ударном слое. Типичные траектории орбитального и сверхорбитального входа КА, возвращаемых на Землю, в плотные слои атмосферы показаны на рис. 1. Среди них траектории орбитального и сверхорбитального входа создаваемого в России перспективного транспортного корабля [1], орбитального входа создаваемого КА Orion [2], траектория космического зонда Stardust, вернувшегося на Землю после шестилетнего полета к комете Wild-2 [3], а также траектории спуска экспериментального КА Fire-II [4] и космического корабля Apollo-4 [5].

Главное внимание проблемам радиационной газовой динамики высокоскоростного участка траектории спускаемых аппаратов в атмосфере Земли уделено в работах [6–10]. Была построена пространственная радиационно-газодинамическая модель гиперзвукового течения физически и химически неравновесного, вязкого, теплопроводного и излучающего газа вблизи поверхности спускаемых аппаратов.

Особенности неравновесной ионизации при скорости $v_{\infty} \approx 7$ км/с на высотах 60...80 км у поверхности экспериментального КА, которая явилась причиной потери радиосвязи с КА, исследованы в работах [11, 12]. В работе [13] указанная компьютерная модель протестирована на примере задачи определения аэродинамических коэффициентов и моментов тангажа капсулы Stardust на гиперзвуковом участке полета.

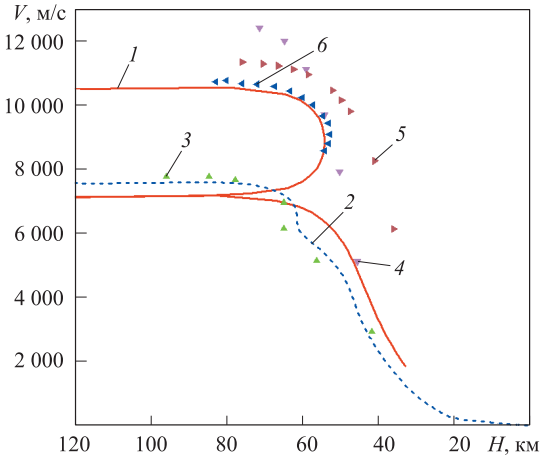


Рис. 1. Траектории некоторых спускаемых космических аппаратов:

- 1, 2 — сверхорбитальный и орбитальный вход перспективного транспортного корабля;
- 3 — КА Orion; 4 — зонд Stardust;
- 5 — КА Fire-II; 6 — корабль Apollo-4

В настоящей работе исследованы аэрофизические и газодинамические характеристики спускаемого КА при относительно низких гиперзвуковых скоростях, когда ионизация газа в возмущенной области течения остается заметной. На участке полета на высотах $H = 60...30$ км при $v_{\infty} \approx 7...1$ км/с значительно увеличивается толщина сжатого слоя и заметна ионизация газа в сжатом слое. В летном эксперименте РАС-II было установлено, что при скорости гиперзвукового аппарата $v_{\infty} \approx 7$ км/с наблюдается блокировка радиосвязи в диапазоне высот $H = 90...25$ км, что связано с ионизацией газа в сжатом слое.

С вопросом исследования аэрофизики сжатого слоя у поверхности спускаемого аппарата непосредственно связана задача о поисках путей создания и применения электромагнитных актюаторов для управления гиперзвуковыми потоками. Исследования [14, 15], выполненные в последнее время, показали, что использование электромагнитных актюаторов в гиперзвуковых технологиях имеет перспективы. Выявлено, что эффективность электромагнитных актюаторов зависит не только от их свойств как электроразрядных устройств, но и от условий их применения, т. е. от таких характеристик газовой среды, как давление, скорость, степень ионизации. Использование актюаторов необязательно связано с силовым воздействием на поток или его ускорением. Они могут оказаться эффективными при решении проблемы прохождения электромагнитных волн через сжатый слой, обеспечения заданных параметров работы отдельных приборов или элементов конструкции (например, иллюминаторов) на борту КА. В связи с этим изучение аэрофизики газового потока у поверхности КА имеет более широкое предназначение, чем определение аэродинамических коэффициентов и обеспечение тепловой защиты.

Распределение давления в возмущенной области течения в общем трехмерном случае обтекания КА под углом атаки показано на рис. 2. Условия у наветренной и подветренной частей поверхности отличаются кардинальным образом. Если у лобовой поверхности давление достигает долей атмосферы, то над подветренной поверхностью давление падает более чем на порядок.

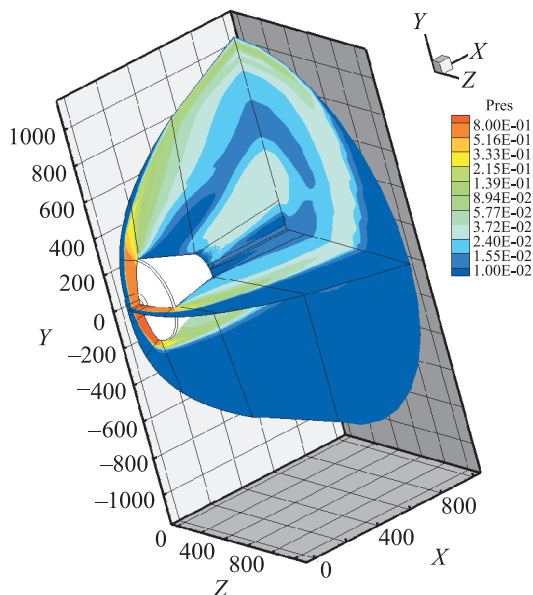


Рис. 2. Распределение давления в окрестности перспективного транспортного корабля в первой точке траектории

В настоящей работе основное внимание уделено изучению сжатого слоя у лобовой поверхности КА.

Изучаемые точки траектории, приведенные в таблице, охватывают диапазон высот $H \approx 62 \dots 34$ км. На высоте 62 км скорость возвращаемого аппарата близка к 7 км/с ($M = 24$), т. е. к точке траектории, изученной в работах [11, 12], для которой имеются экспериментальные летные данные. На высоте 34 км скорость КА снижается до $v_\infty \approx 2$ км/с, что соответствует $M = 7$. Примечательно, что для последних пяти точек траектории давление торможения p_0 в сжатом слое практически не изменяется.

Значения траекторных параметров

Номер точки траектории	t, c	H, km	$v_\infty, m/c$	T_∞, K	$P_\infty, \text{эрг}/\text{см}^3$	$\rho_\infty, \text{г}/\text{см}^3$	$p_0, \text{эрг}/\text{см}^3$
1	1922	62	6885,8	0,243E+03	0,184E+03	0,263E-06	0,125E+06
2	1946	56	6506,5	0,258E+03	0,379E+03	0,511E-06	0,216E+06
3	1976	50	5740,9	0,271E+03	0,778E+03	0,100E-05	0,329E+06
4	2004	46	4790,1	0,267E+03	0,128E+04	0,167E-05	0,383E+06
5	2055	40	3070,3	0,250E+03	0,291E+04	0,405E-05	0,382E+06
6	2079	36	2319,3	0,240E+03	0,478E+04	0,693E-05	0,373E+06
7	2091	34	1947,6	0,234E+03	0,654E+04	0,973E-05	0,369E+06

Метод решения задачи. Задачу об аэрофизике спускаемого КА решали с использованием авторского компьютерного кода NERAT-2D (Non-Equilibrium Radiative AeroThermodynamics). Наиболее поздняя версия постоянно развиваемой компьютерной модели, которая реализована в указанном коде, изложена в работе [17], где представлена полная система интегрируемых уравнений с соответствующими комментариями. Отметим, что система уравнений для двумерного случая осесимметричного обтекания включает в себя систему уравнений Навье — Стокса; систему уравнений, выражающих закон сохранения энергии поступательных степеней свободы всех частиц, колебательных степеней свободы двухатомных молекул N_2 , O_2 и NO ; систему уравнений диффузии 11 компонентов частично ионизованного газа (уравнений неразрывности для отдельных компонентов газовой смеси); систему уравнений химической кинетики, состоящую из уравнений неравновесной диссоциации и ионизации; систему многогрупповых уравнений переноса селективного теплового излучения. Совместно с указанной системой уравнений учтены калорическое и термическое уравнения состояния идеального газа, уравнения квазинейтральности и отсутствия электрического тока к поверхности КА.

В набегающем потоке задавали условия в невозмущенном потоке воздуха (v_∞ , T_∞ , ρ_∞ , p_∞ — скорость, температура, плотность и давление, соответствующие заданной высоте полета H). На поверхности задавали условия прилипания, абсолютной каталитичности и условие равновесной радиационной температуры (равенства теплового потока, нагревающего поверхность, потоку теплового излучения, покидающего обтекаемую поверхность со степенью черноты $\varepsilon = 0,8$).

При численном интегрировании системы сопряженных уравнений использовали комбинацию явных и неявных численных методов, обеспечивающих наибольшую эффективность решения всей задачи методом установления. Для всех расчетных случаев установившегося решения в зоне отрывного течения не получено. В этом случае фиксировали факт периодически изменяющегося решения при наличии в расчетной области полностью установившегося решения (в сжатом слое у лобовой поверхности).

На каждом временном слое вычисляли теплофизические, спектральные оптические и переносные свойства высокотемпературной смеси газов. При решении задачи химической кинетики задавали константы скоростей прямых реакций, а константы скоростей обратных реакций рассчитывали с использованием констант равновесия [17].

Расчеты выполнены на многоблочных структурированных сетках, для построения которых использован метод аналитических функций [16].

Пример расчетной конечно-разностной сетки в окрестности лобовой поверхности аэродинамического щита приведен на рис. 3. Общее число узлов в сетке составляет $N_i \times N_j = 121 \times 137$ (N_i — число узлов по нормали к поверхности; N_j — число узлов вдоль поверхности).

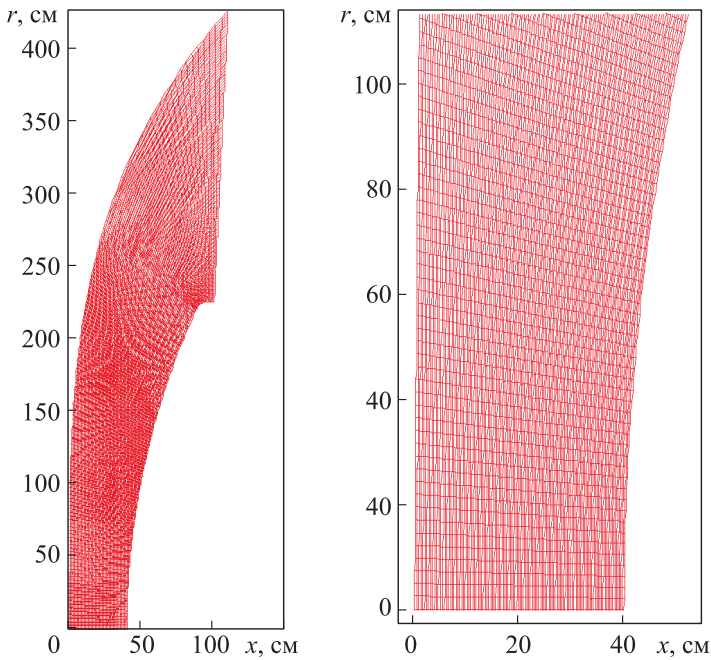


Рис. 3. Пример расчетной конечно-разностной сетки в окрестности лобовой поверхности аэродинамического щита

Результаты численного моделирования. Двумерные поля давления, поступательной температуры и чисел Маха для первой исследованной точки траектории приведены на рис. 4.

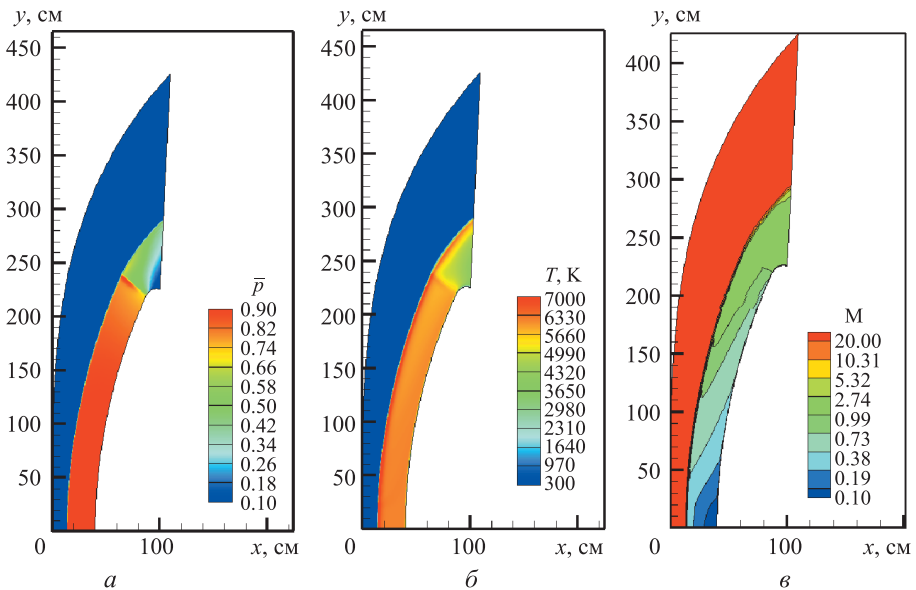


Рис. 4. Двумерные поля давления $\bar{p} = p/p_0$ (а), поступательной температуры (б) и чисел Маха (в) в сжатом слое у лобовой поверхности для первой точки траектории (поток слева направо)

Отметим эквидистантность фронта ударной волны форме обтекаемой поверхности. Изменение давления в сжатом слое по нормали к поверхности незначительно, а вдоль поверхности — достаточно заметно (рис. 5).

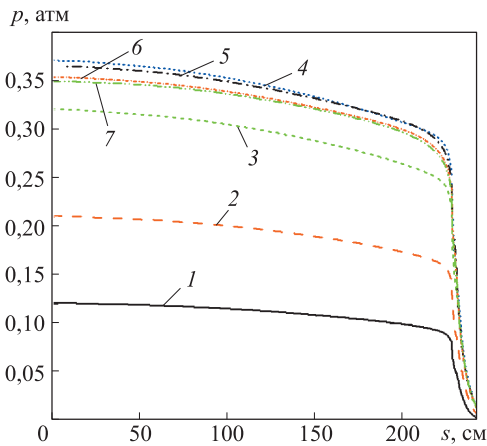


Рис. 5. Распределение давления вдоль лобовой поверхности аэродинамического щита для первой (1), второй (2), третьей (3), четвертой (4), пятой (5), sixth (6) и седьмой (7) точек траектории

Распределение поступательной температуры в сжатом слое крайне неоднородно. По направлению к поверхности сразу за фронтом ударной волны наблюдается резкое возрастание поступательной температуры, обусловленное резким увеличением частоты столкновений частиц. На рис. 4, б эта область течения хорошо идентифицируется узкой полоской на внешней границе сжатого слоя. Следом за указанной областью образуется релаксационная зона переднего фронта ударной волны, в которой начинают протекать разнообразные химические реакции, включая реакции диссоциации и ионизации. В этой области течения не успевает установиться термическое равновесие по внутренним степеням свободы.

В соответствии с рис. 6, а в релаксационной области температуры колебательных степеней свободы молекул N_2 , O_2 и NO различаются весьма заметно. Термическое равновесие устанавливается на расстоянии около 25 см от поверхности. В основной части сжатого слоя (зона сжатого слоя $x \approx 3 \dots 23$ см) поступательная и колебательные температуры практически не изменяются. В области пограничного слоя температура резко падает до $T_w \approx 2000$ К.

Согласно двумерному полю, приведенному на рис. 4, в, в значительной части сжатого слоя течение дозвуковое. Звуковая линия на этом рисунке специально выделена.

Отмеченные закономерности сильно зависят от исследуемой точки траектории. Распределение поступательной и колебательных температур вдоль критической линии тока для пятой точки траектории показано на рис. 6, б. Температура в сжатом слое здесь не превышает 3500 К, а релаксационная зона оказывается более протяженной, чем в предыдущем случае — приблизительно 5 см. Как и ранее, наибольшее время колебательной релаксации наблюдается для молекулярного азота, что в значительной степени определяется заданием констант колебательной релаксации, взятых из работы [18].

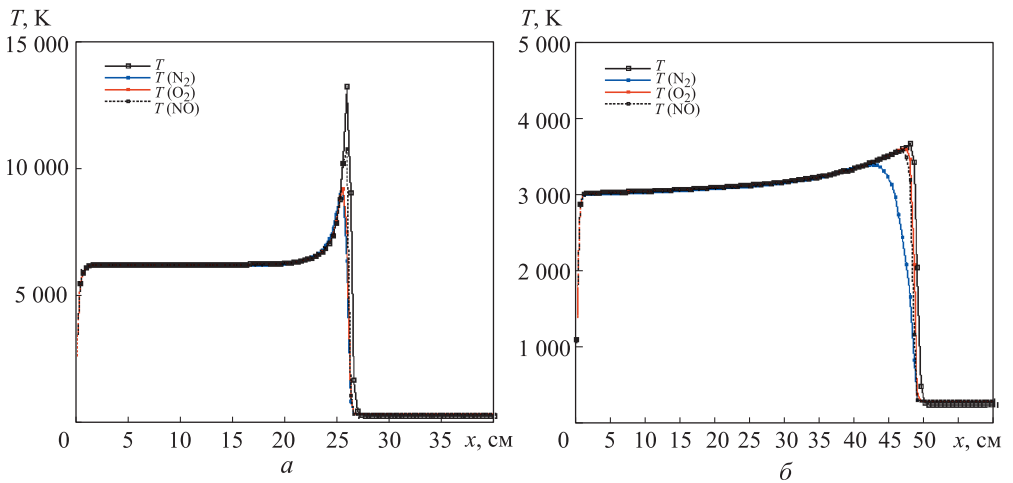


Рис. 6. Распределение поступательной и колебательных температур вдоль критической линии тока для первой (а) и пятой (б) точек траектории (поток справа налево)

Осевые распределения поступательной температуры вдоль критической линии тока для всех исследованных точек траектории показаны на рис. 7, а. По мере торможения КА наблюдается регулярное увеличение отхода фронта ударной волны от поверхности и уменьшение температуры в сжатом слое. Увеличение отхода весьма значительно: от 25 до 62 см. При этом давление в сжатом слое возрастает примерно в 4 раза. Отметим, что в четырех последних из рассмотренных точек траектории давление в сжатом слое практически не изменяется (см. рис. 5, рис. 7, б). Время прохождения этого участка траектории составляет более 100 с.

Указанное сочетание уменьшения температуры с увеличением давления приводит к достаточно быстрой динамике изменения электронных концентраций в сжатом слое. Если в первых трех точках траектории электронные концентрации остаются на уровне 10^{14} см³, то начиная с четвертой точки электронная концентрация падает весьма быстро (рис. 8). Однако даже концентрация $N_e \approx 10^{11}$ см³ (четвертая точка траектории) является достаточной для блокировки радиосигналов.

Распределения концентраций частиц N_p вдоль критической линии тока в первой и четвертой точках траектории показаны на рис. 9. В первой точке объемная концентрация молекул N_2 и атомов N и O равна $(4...8) \cdot 10^{16}$ см³. Молекулярный кислород в значительной степени диссоциирован: объемная концентрация O_2 составляет $3 \cdot 10^{12}$ см³. Концентрация электронов равна $N_e \approx 8 \cdot 10^{13}$ см³. Концентрации ионов: $N_{NO^+} \approx 5 \cdot 10^{13}$ см³; $N_{N^+} \approx 1,3 \cdot 10^{13}$ см³; $N_{O^+} \approx 8 \cdot 10^{12}$ см³. Это свидетельствует о превалировании реакции ассоциативной ионизации и несколько меньшей эффективности реакций ударной ионизации.

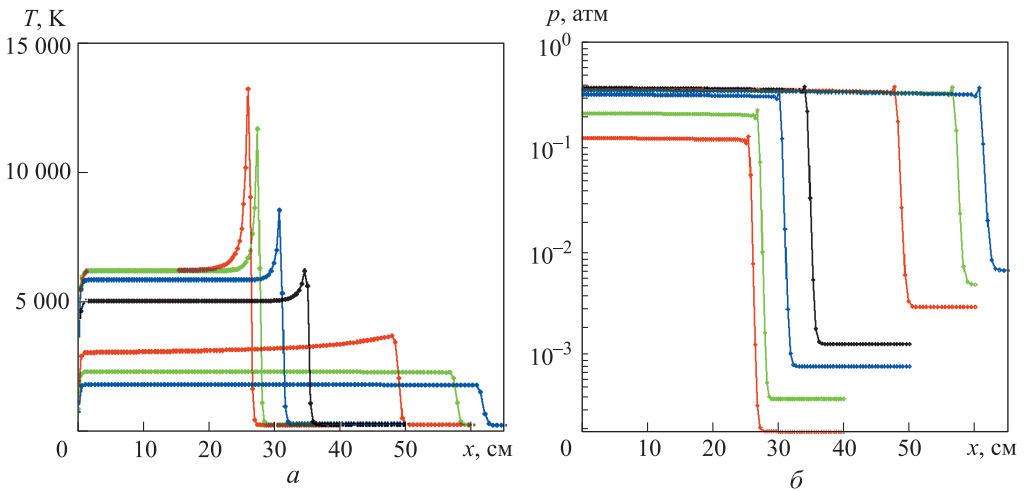


Рис. 7. Осевые распределения поступательной температуры (а) и давления (б) вдоль критической линии тока для первой (1), второй (2), третьей (3), четвертой (4), пятой (5), шестой (6) и седьмой (7) точек траектории (поток справа налево)

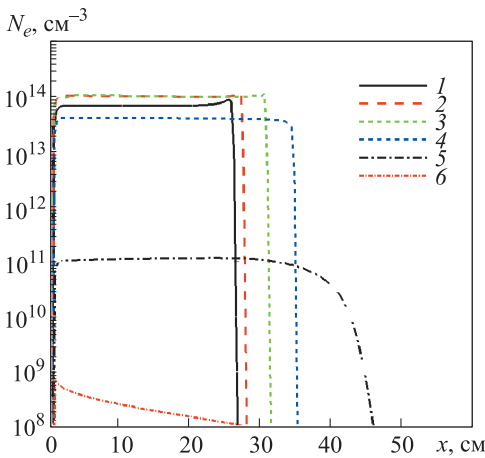


Рис. 8. Распределение электронной концентрации в сжатом слое для шести точек траектории (поток справа налево)

В четвертой точке траектории объемные электронные концентрации и концентрация ионов NO^+ одинаковы (рис. 9, б). В этих условиях вклад столкновительной ионизации минимален. В ударном слое преобладают концентрации молекул N_2 и O_2 , а также NO . Атомарные концентрации N и O равны соответственно $7 \cdot 10^{16} \text{ см}^3$ и $3 \cdot 10^{13} \text{ см}^3$.

Распределения плотностей конвективных тепловых потоков для первых пяти точек траектории приведены на рис. 10. Полный конвективный тепловой поток складывается из кондуктивного и диффузионного потоков (в рассматриваемых условиях абсолютной каталитичности поверхности).

Равновесные радиационные температуры поверхности уменьшаются от 2000 до 700 К (рис. 11).

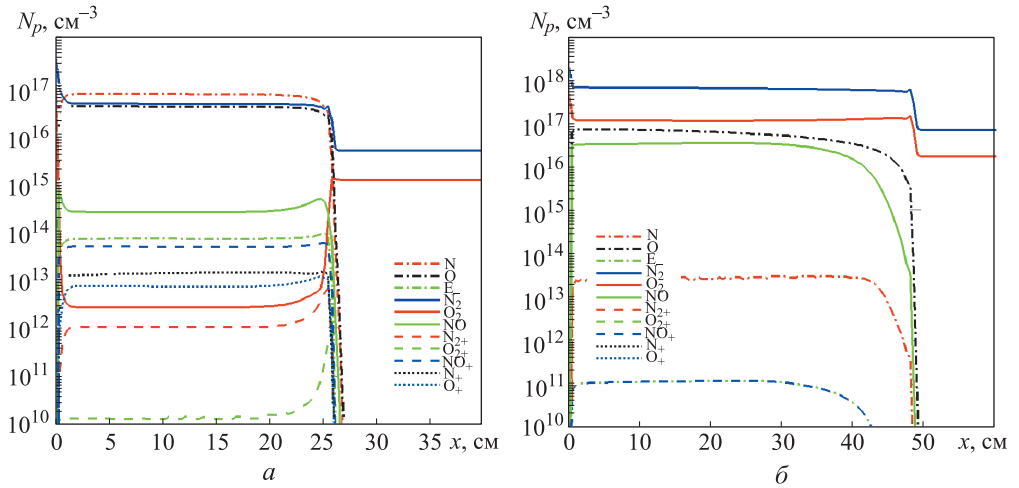


Рис. 9. Распределения концентраций частиц в сжатом слое для первой (а) и четвертой (б) точек траектории (поток справа налево)

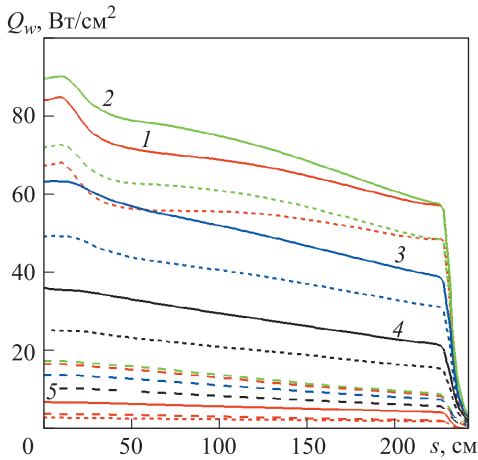


Рис. 10. Распределения плотностей конвективных тепловых потоков вдоль лобовой поверхности аэродинамического щита для первой (1), второй (2), третьей (3), четвертой (4) и пятой (5) точек траектории: сплошные линии — полный поток; штриховые линии с короткими штрихами — плотность диффузионного теплового потока; штриховые линии с длинными штрихами — плотность кондуктивного теплового потока

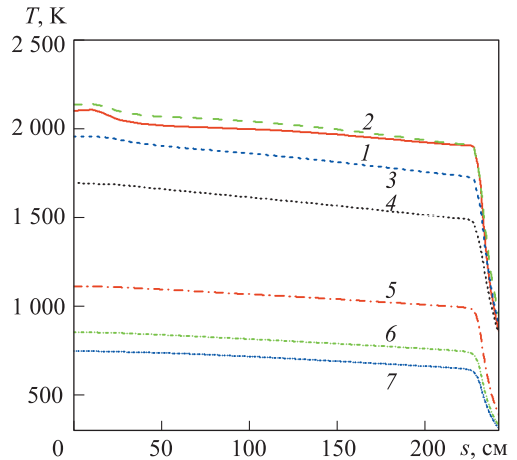


Рис. 11. Равновесная радиационная температура лобовой поверхности аэродинамического щита для первой (1), второй (2), третьей (3), четвертой (4), пятой (5), шестой (6), седьмой (7) точек траектории

Заключение. Исследованы условия, формируемые в сжатом слое у поверхности КА на участке траектории спуска от высоты $H = 62$ км до $H = 34$ км при торможении КА от скорости $v_{\infty} \approx 6,9$ км/с до $v_{\infty} \approx 1,9$ км/с. Главный предмет вы-

полненного исследования — газодинамические параметры в сжатом слое и уровень электронных концентраций, что является необходимым для последующих исследований по принципиальной возможности применения электромагнитных актюаторов у поверхности гиперзвуковых летательных аппаратов для исследованных условий полета. Исследования выполнены с использованием авторского компьютерного кода NERAT-2D. Показано, что на исследованном участке траектории электронная концентрация в сжатом слое оказывается весьма высокой для блокировки радиосигналов. Вместе с этим имеются благоприятные условия для использования электромагнитных актюаторов.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Djadkin A., Beloshitsky A., Shuvalov M., Surzhikov S.* Nonequilibrium radiative gasdynamics of segmental-conical space vehicle of large size // AIAA, 2011-0453. 2011. 29 p.
2. NASA's exploration systems architecture. Final Report // NASA-TM-2005-214062. November 2005. 758 p.
3. *Olynick D.R., Chen Y.K., Tauber M.E.* Aerodynamics of the Stardust sample return capsule // J. Spacecraft and Rockets. 1999. Vol. 36. No. 3. P. 442–462.
4. *Olynick D.R., Henline W.D., Hartung L.C., Candler G.V.* Comparison of coupled radiative Navier — Stokes flow solutions with the project Fire-II flight data // AIAA 94-1955. 1994. 15 p.
5. *Lee D.B., Goodrich W.D.* The aerodynamic environment of the Apollo command module during superorbital entry // NASA TN D-6792. April 1972. 80 p.
6. *Суржиков С.Т.* Радиационная газовая динамика сверхорбитального космического аппарата Fire-II // ЖТФ. 2016. Т. 86. Вып. 3. С. 31–40.
7. *Суржиков С.Т.* Радиационная аэротермодинамика космического аппарата Stardust // ПММ. 2016. Т. 80. Вып. 1. С. 60–79.
8. *Surzhikov S.T.* Radiative gasdynamics of re-entry space vehicle of large size with superorbital velocity // AIAA paper 2015-0980. 2015. 32 p.
9. *Surzhikov S.T.* Radiative gas dynamics of large superorbital space vehicle at angle of attack // AIAA 2016-0741. 2016. 20 p.
10. *Surzhikov S.T.* Coupled radiative gasdynamic interaction and non-equilibrium dissociation for large-scale returned space vehicles // J. Chem. Phys. 2012. Vol. 398. P. 56–63.
11. *Суржиков С.Т.* Двумерный численный анализ ионизации потока в летном эксперименте RAM-C-II // Химическая физика. 2015. Т. 34. № 2. С. 24–42.
DOI: 10.7868/S0207401X15020090
12. *Суржиков С.Т.* Пространственные эффекты ионизация сжатого слоя в летном эксперименте RAM-C-II // ДАН. 2015. Т. 460. № 6. С. 660–665.
DOI: 10.7868/S0869565215060110
13. *Суржиков С.Т.* Аэродинамика возвращаемого космического аппарата Stardust на участке гиперзвукового торможения // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2016. № 3. С. 4–22. DOI: 10.18698/0236-3941-2016-3-4-22
14. *Shang J., Kimmel R.L., Menart J., Surzhikov S.T.* Hypersonic flow control using surface plasma actuator // J. of Propulsion and Power. 2008. Vol. 24. No. 5. P. 923–934.

15. *Mechanisms of plasma actuators for hypersonic flow control* / J.S. Shang, S.T. Surzhikov, R. Kimmel, D. Gaitonde, J. Menart, J. Hayes // *Progress in Aerospace Sciences*. 2005. Vol. 41. P. 642–668.
16. Суржиков С.Т. Аналитические методы построения конечно-разностных сеток для расчета аэротермодинамики спускаемых космических аппаратов // *Вестник МГТУ им. Н.Э.Баумана. Сер. Машиностроение*. 2004. № 2. С. 24–50.
17. Суржиков С.Т. Радиационная газовая динамика спускаемых космических аппаратов. Многотемпературные модели. М.: ИПМех РАН, 2013. 706 с.
18. *Millikan R., White D. Systematics of vibrational relaxation* // *J. of Chem. Phys.* 1963. Vol. 39. No. 12. P. 3209–3212.

Суржиков Сергей Тимофеевич — д-р физ.-мат. наук, член-корреспондент РАН, директор Института проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН (Российская Федерация, 119526, Москва, пр-т Вернадского, д. 101, корп. 1), главный научный сотрудник Всероссийского научно-исследовательского института автоматики им. Н.Л. Духова (Российская Федерация, 127055, Москва, ул. Сущевская, д. 22).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Суржиков С.Т. Аэрофизика гиперзвукового потока воздуха у поверхности спускаемого космического аппарата на высотах менее 60 км // *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*. 2016. № 5. С. 33–45. DOI: 10.18698/1812-3368-2016-5-33-45

**AEROPHYSICS OF THE HYPERSONIC AIR FLOW ABOVE SURFACE
OF SPACE VEHICLE AT ALTITUDES OF LESS THAN 60 km**

S.T. Surzhikov

surg@ipmnet.ru

**Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics, Russian Academy of Sciences,
Moscow, Russian Federation
All-Russia Research Institute of Automatics named after N.L. Dukhov,
Moscow, Russian Federation**

Abstract

This paper studies gas dynamics of reentry spacecraft at relatively low hypersonic speeds using numerical modeling. The investigated part of the trajectory has velocities of $v_{\infty} \approx 7 \dots 1$ km/s and altitudes of $H = 60 \dots 30$ km. In this trajectory part the electron density in the compressed layer is very high to block radio signals. The article discusses the prospects of using electromagnetic actuators as aerophysical management techniques of gas flows

Keywords

Aerophysics, reentry spacecraft, shock layer ionization, orbital entry into dense layers of atmosphere

REFERENCES

- [1] Djadkin A., Beloshitsky A., Shuvalov M., Surzhikov S. Nonequilibrium radiative gasdynamics of segmental-conical space vehicle of large size. *AIAA*, 2011-0453, 2011. 29 p.

- [2] NASA's exploration systems architecture. Final Report. *NASA-TM-2005-214062*. November 2005. 758 p.
- [3] Olynick D.R., Chen Y.K., Tauber M.E. Aerodynamics of the Stardust sample return capsule. *J. Spacecraft and Rockets*, 1999, vol. 36, no. 3, pp. 442–462.
- [4] Olynick D.R., Henline W.D., Hartung L.C., Candler G.V. Comparison of coupled radiative Navier — Stokes flow solutions with the project Fire-II flight data. *AIAA 94-1955*, 1994. 15 p.
- [5] Lee D.B., Goodrich W.D. The aerodynamic environment of the Apollo command module during superorbital entry. *NASA TN D-6792*. April 1972. 80 p.
- [6] Surzhikov S.T. Radiative gas dynamics of the Fire-II superorbital space vehicle. *Technical Physics*, 2016, vol. 61, iss. 3, pp. 349–359. DOI: 10.1134/S1063784216030208
- [7] Surzhikov S.T. Radiation aerothermodynamics of the Stardust space vehicle. *J. Appl. Math. Mech.*, 2016, vol. 80, iss. 1.
- [8] Surzhikov S.T. Radiative gasdynamics of re-entry space vehicle of large size with superorbital velocity. *AIAA paper 2015-0980*, 2015. 32 p.
- [9] Surzhikov S.T. Radiative gas dynamics of large superorbital space vehicle at angle of attack. *AIAA 2016-0741*, 2016. 20 p.
- [10] Surzhikov S.T. Coupled radiative gasdynamic interaction and non-equilibrium dissociation for large-scale returned space vehicles. *J. Chem. Phys.*, 2012, vol. 398, pp. 56–63.
- [11] Surzhikov S.T. Two-dimensional numerical analysis of flow ionization in the RAM-C-II flight experiment. *Russ. J. Phys. Chem. B*, 2015, vol. 9, iss. 1, pp. 69–86.
DOI: 10.1134/S1990793115010200
- [12] Surzhikov S.T. The role of atomic lines in radiation heating of the experimental space vehicle Fire-II. *Doklady Physics*, 2015, vol. 60, no. 10, pp. 465–470.
DOI: 10.1134/S1028335815100110
- [13] Surzhikov S.T. Aerodynamics of the re-entry spacecraft Stardust within the hypersonic flight. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2016, no. 3, pp. 4–22 (in Russ.).
DOI: 10.18698/0236-3941-2016-3-4-22
- [14] Shang J., Kimmel R.L., Menart J., Surzhikov S.T. Hypersonic flow control using surface plasma actuator. *J. of Propulsion and Power*, 2008, vol. 24, no. 5, pp. 923–934.
- [15] Shang J.S., Surzhikov S.T., Kimmel R., Gaitonde D., Menart J., Hayes J. Mechanisms of plasma actuators for hypersonic flow control. *Progress in Aerospace Sciences*, 2005, vol. 41, pp. 642–668.
- [16] Surzhikov S.T. Analytical methods of building finite-difference mesh for computation of aerothermodynamics of descending spacecrafts. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Bauman, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2004, no. 2, pp. 24–50 (in Russ.).
- [17] Surzhikov S.T. Radiatsionnaya gazovaya dinamika spuskaemykh kosmicheskikh apparatov. Mnogotemperaturnye modeli [Radiation gas dynamics of descent capsule. Multitemperature models]. Moscow, IPMekh RAN Publ., 2013. 706 p.
- [18] Millikan R., White D. Systematics of vibrational relaxation. *J. of Chem. Phys.*, 1963, vol. 39, no. 12, pp. 3209–3212.

Surzhikov S.T. — Dr. Sci. (Phys.-Math.), corresponding member of Russian Academy of Sciences, Director of Institute for Problems in Mechanics, Russian Academy of Sciences (Ver-nadsky prospekt 101, build. 1, Moscow, 119526 Russian Federation), Chief Researcher of All-Russian Research Institute of Automatics named after N.L. Dukhov (Sushchevskaya ul. 22, Moscow, 127055 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Surzhikov S.T. Aerophysics of the Hypersonic Air Flow above Surface of Space Vehicle at Altitudes of less than 60 km. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Estestv. Nauki* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Nat. Sci.], 2016, no. 5, pp. 33–45. DOI: 10.18698/1812-3368-2016-5-33-45