

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ НЕРАВНОВЕСНОЙ АЭРОТЕРМОДИНАМИКИ СПУСКАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

АННОТАЦИЯ

Представлен анализ современного состояния радиационно-газодинамических моделей предназначенных для расчета аэротермодинамики космических аппаратов, входящих в плотные слои атмосфер планет, а также возвращаемых на Землю со второй космической скоростью. Даны результаты численных исследований аэротермодинамики трех форм космических аппаратов, предназначенных для посадки на Марс. Обсуждается постановка актуальных задач расчета аэротермодинамики возвращаемых на Землю космических аппаратов.

1. ВВЕДЕНИЕ

К настоящему времени разработано достаточно большое число расчетно-теоретических моделей, предназначенных для анализа аэротермодинамики космических аппаратов (КА). Однако проблема создания верифицированных программных кодов, приспособленных для проведения опытно-конструкторских работ, остается по-прежнему весьма актуальной. Одним из наиболее эффективных путей решения данной проблемы является продолжение совершенствования таких кодов различными научными группами с последующим сопоставлением получаемых результатов на примере некоторых тестовых вариантов. Такая работа проводится в настоящее время в Европейском космическом агентстве на примере исследования аэротермодинамики упрощенной модели Европейского космического аппарата MSRO (Mars Sample Return Orbiter) в нескольких заранее оговоренных траекторных точках.

В данной работе представлены примеры таких расчетов для трех форм КА, выполненных с использованием расчетных кодов, созданных в ИПМех РАН. Подробное изложение расчетного метода приводится в работах [1,2].

Важными составными частями разрабатываемых кодов являются базы данных физико-химических и радиационных свойств. В кодах, развиваемых в ИПМех РАН, используются:

1) база данных термодинамических свойств индивидуальных веществ. Эта база данных включает в себя аппроксимирующие коэффициенты полных термодинамических потенциалов компонент смеси газов (C, N, O, C₂, N₂, O₂, CN, CO, NO, CO₂) и основана на базе данных ИВТАНТЕРМО;

2) база данных химической кинетики. Эта база данных включает константы 83-х прямых химических реакций, обеспечивающих расчеты кинетики исследуемой смеси газов;

3) база данных параметров межмолекулярного взаимодействия;

4) база данных физической кинетики. Эта база данных включает в себя эмпирические и аппроксимационные коэффициенты, обеспечивающие расчет колебательной кинетики в смеси газов за фронтом ударной волны.

5) база данных спектральных оптических свойств высокотемпературных смесей газов. Указанная база данных используется в виде программного кода ASTEROID, позволяющего по концентрациям химических компонент рассчитывать спектральные коэффициенты поглощения с любой степенью подробности спектра.

2. ФОРМА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ТРАЕКТОРНЫЕ ПАРАМЕТРЫ

Расчеты проводились для трех форм космических аппаратов: 1) модельная форма КА Европейского космического агентства MSRO; 2) КА Pathfinder; 3) сегментально-конический КА. Геометрия указанных космических аппаратов представлена на рис. 1–3. На этих же рисунках показаны используемые конечно-разностные сетки. В данных расчетах применялась многосеточная технология. Поэтому на рис. 1–3 показаны исходные сетки. После достижения сходимости расчетных данных на фиксированной сетке производилось ее измельчение. Такая процедура могла повторяться несколько раз.

Аэротермодинамика всех исследованных форм космических аппаратов исследовалась в одних и тех же траекторных точках, представленных в табл.1.

Таблица 1. Параметры точек траектории

№	ρ_{∞} , г/см ³	p_{∞} , эрг/см ³	V_{∞} , м/с	T_{∞} , К
1	$3.14 \cdot 10^{-8}$	8.4	5687	140
2	$2.93 \cdot 10^{-7}$	78.7	5223	140
3	$3.07 \cdot 10^{-7}$	82.3	3998	140
4	$2.82 \cdot 10^{-8}$	7.6	3536	140

Результаты расчетов полей температуры и давления для двух точек траектории полета MSRO представлены на рис. 4, 5. Распределения этих термодинамических функций представляет интерес в первую очередь для анализа закономерностей радиационного нагрева тыльной стороны космического аппарата. Несмотря на то, что от 2-й до 3-й траекторной точки скорость КА упала более чем на 1 км/с, давление газа здесь заметно выше, поэтому, при типичной температуре следа более 1000 К, для 3-й точки траектории можно ожидать более интенсивный радиационный нагрев.

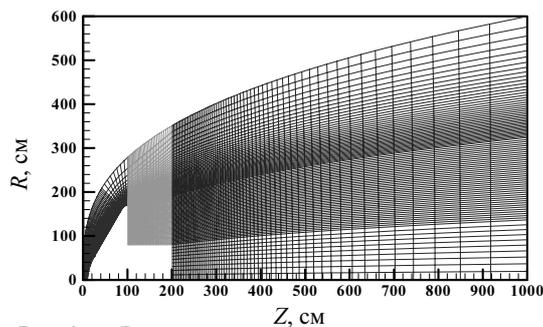


Рис. 1. Расчетная область для исследования аэротермодинамики KA MSRO

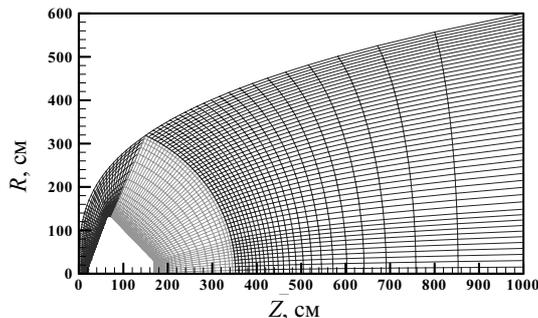


Рис. 2. Расчетная область для исследования аэротермодинамики KA Pathfinder

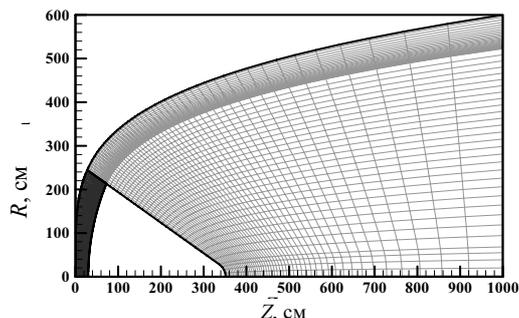


Рис. 3. Расчетная область для исследования аэротермодинамики сегментально-конического КА

Результаты расчетов температуры и давления для второй траектории показаны на рис. 6 и 7 соответственно для KA Pathfinder и сегментально-конического КА. Сопоставляя расчетные данные, показанные на рис. 4, 6 и 7, можно сделать предварительные выводы относительно закономерностей радиационно-конвективного теплообмена исследованных космических аппаратов. Первое, на что следует обратить внимание, это наибольшие поперечные размеры сегментально-конического КА, следствием чего является заметно большая область возмущенного газа в следе за КА. Учитывая объемный характер излучения в следе при рассмотренных условиях, можно ожидать и более интенсивного радиационного нагрева тыльной поверхности сегментально-конического КА. Что касается конвективного нагрева лобовой поверхности, то здесь ситуация противоположная – на существенно более затупленной поверхности сегментально-конического КА следует ожидать меньшей интенсивности конвективного нагрева. Эти предварительные выводы подтверждаются результатами расчетов плотностей конвективных тепловых потоков по лобовой поверхности исследованных типов КА (рис. 8–10).

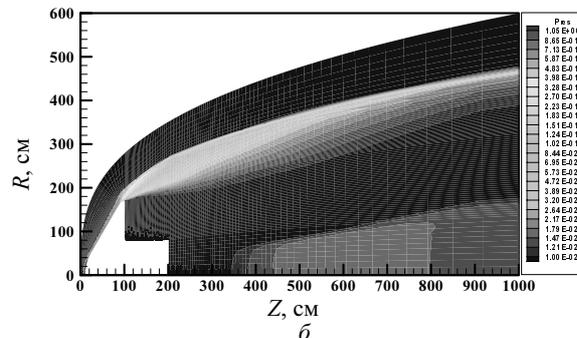
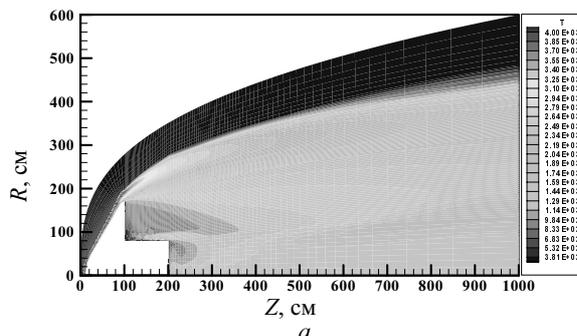


Рис. 4. КА MSRO: поля температуры (а) и давления (б) для 2-й точки траектории

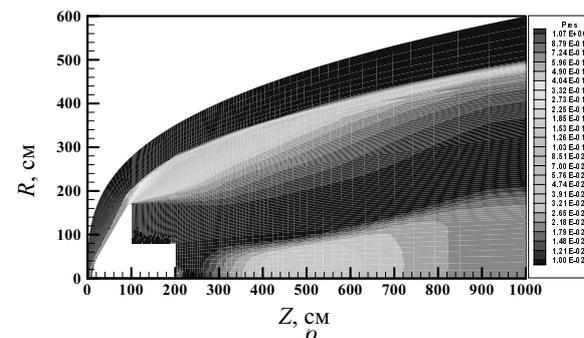
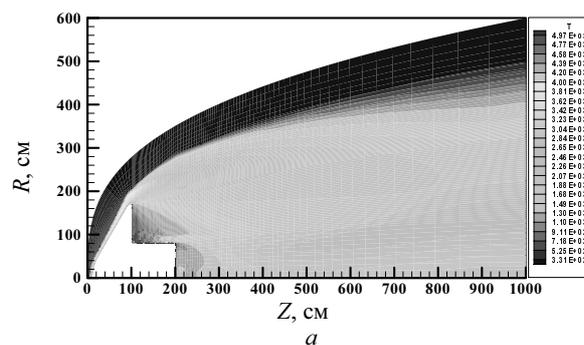


Рис. 5. КА MSRO: поля температуры (а) и давления (б) для 3-й точки траектории

Причем для KA MSRO такие расчеты выполнены как для некаталитичной, так и для каталитичной поверхностей (рис. 8). Примечательно, что для каталитичной поверхности плотности конвективных тепловых потоков получаются примерно в 1.5 раза выше, в особенности вблизи критической точки. Сравнение распределений плотностей конвективных тепловых потоков к поверхностям разных КА показывает, что наибольшие плотности наблюдаются для KA Pathfinder, а наименьшие, как и предполагалось, — для сегментально-конического КА.

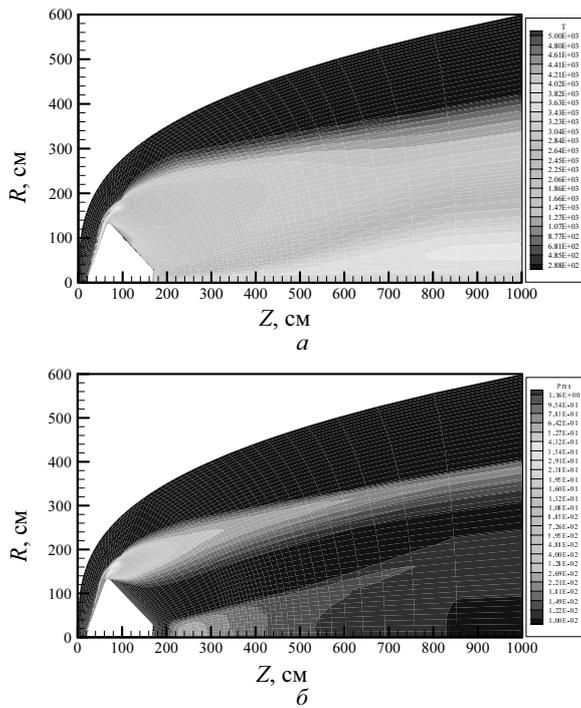


Рис. 6. КА Pathfinder: поля температуры (а) и давления (б) для 2-й точки траектории

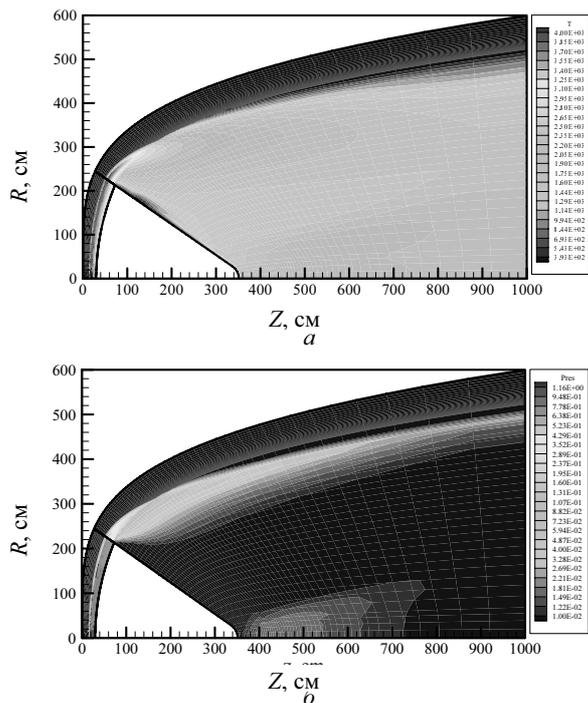


Рис. 7. Сегментально-конический КА: поля проекции скорости потока на ось z и температуры для 2-й точки траектории

Распределения плотностей интегральных радиационных потоков по поверхности КА MSRO от передней до задней критической точки показаны на рис. 11. Расчеты переноса селективного теплового излучения (с учетом его реабсорбции) проводились по 100-групповой спектральной оптической модели, учитывающей с достаточной для практических нужд точностью излучение многокомпонентной смеси газов образующейся у поверхности спускаемого космического аппарата и в его следе. Анализ

спектрального распределения плотностей радиационных потоков позволяет получить представление об особенностях радиационного нагрева поверхности КА. В первой, наиболее скоростной точке траектории, наблюдаются три локальных пика спектральной плотности потока излучения.

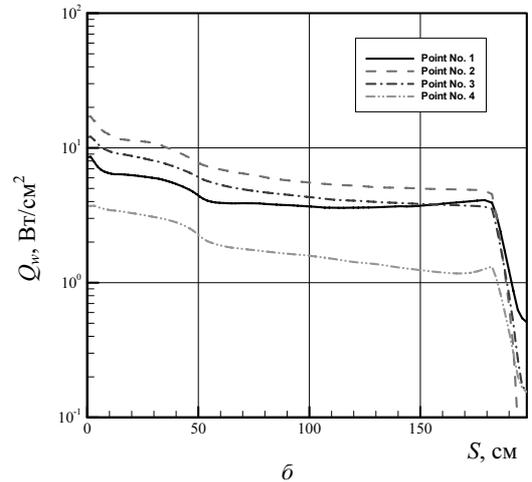
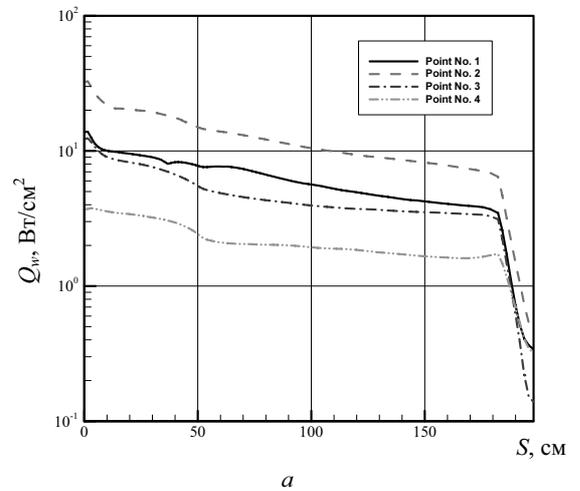


Рис. 8. Распределение плотности конвективного потока по лобовой поверхности космического аппарата MSRO для четырех траекторных точек (псевдо-каталитичная (а) и некаталитичная (б) поверхности)

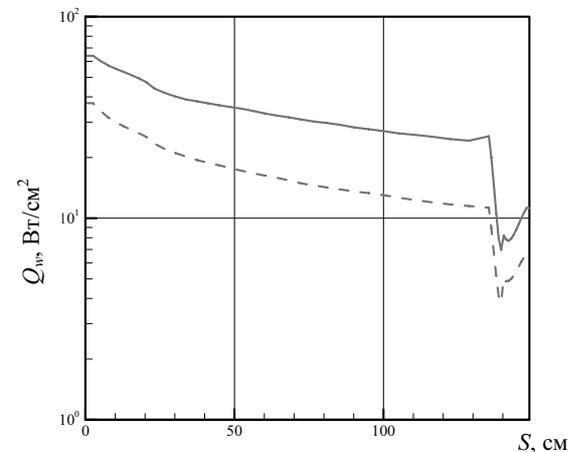


Рис. 9. Распределение плотности конвективного потока по лобовой поверхности КА Pathfinder для 2-й (сплошная кривая) и 3-й (штриховая кривая) точек траектории (псевдо-каталитичная поверхность)

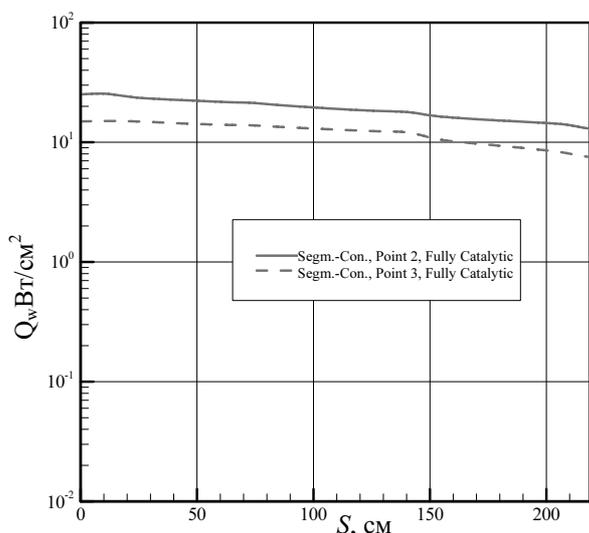


Рис. 10. Распределение плотности конвективного потока по лобовой поверхности сегментально-конического космического аппарата MSRO для 2-й и 3-й точек траектории (псевдо-каталитичная поверхность)

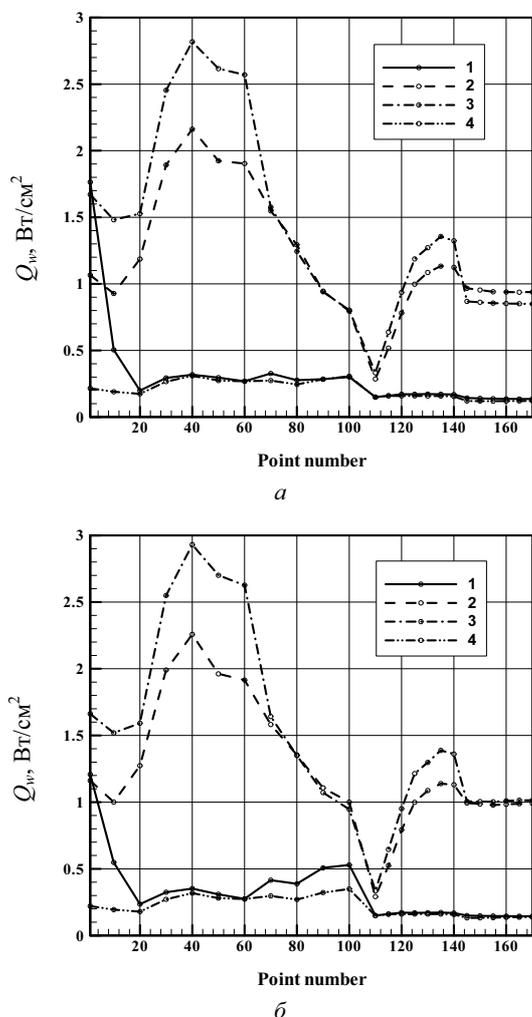


Рис. 11. Плотности интегральных радиационных потоков вдоль поверхности КА MSRO в четырех траекторных точках (номера кривых): номера точек поверхности 1–100 отвечают лобовой поверхности; 100–140 – задней поверхности аэродинамического щита; 141–170 – цилиндрической поверхности; 171–180 – плоскости, ограничи-

вающей цилиндрический объем КА; точка номер 180 – задняя критическая точка; *a* – некаталитичная поверхность; *б* – каталитичная поверхность

Первые два, при $\omega \sim 2300$ и 3700 см^{-1} , соответствуют излучению молекул CO_2 и CO . Третий локальный максимум, наблюдаемый в диапазоне $\omega \sim 20000 \div 80000 \text{ см}^{-1}$, соответствует испусканию излучения двухатомными продуктами термического разложения набегающего газа за фронтом ударной волны. По мере уменьшения скорости полета (последовательно траекторные точки 2–4), вклад видимого и ультрафиолетового излучения резко падает. По исследованным точкам траектории можно сделать вывод о том, что интегральное по спектру излучение к поверхности КА формируется в основном за счет инфракрасного излучения молекул CO_2 и CO . В отношении радиационных тепловых потоков к задней поверхности КА этот вывод справедлив в еще большей степени, поскольку высокотемпературная область течения локализована только вблизи головной ударной волны, а излучение к задней поверхности формируется нагретым до температур $\sim 1000 \div 2000 \text{ К}$ газом ближнего и дальнего следа.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленные результаты расчетов аэротермодинамики спускаемых космических аппаратов различной формы являются составной частью работы по созданию радиационно-газодинамического кода широкого назначения, создаваемого в ИПМ РАН и предназначенного для проведения расчетно-теоретических аэрофизических исследований, отвечающих современному уровню развития вычислительной аэродинамики, физико-химической кинетики, теории радиационных процессов и переноса тепла излучением. Основной задачей текущих исследований в этой области является повышение достоверности получаемых расчетных данных. Опыт проведения указанных расчетов и обсуждения их результатов с научными группами, вовлеченными в подобные исследования, как в России, так и в Европе, показывает, что достоверность получаемых данных еще весьма далека до требуемого конструкторскими организациями уровня, предъявляемыми к расчетно-теоретическим предсказаниям, используемым при создании КА.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект № 04-01-00237) и ИИТАС (проект № 03-51-5204).

СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ

- V – скорость космического аппарата
- p – давление; ρ – плотность
- T – температура
- ω – волновое число теплового излучения

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Surzhikov S.T.** TC3: Convective and Radiative Heating of MSRO for Simplest Kinetic Models. Proc. Of the International Workshop on Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry. Part II. EAS SP-583. 2005. P. 55–62.
2. **Surzhikov S.T.** 2D CFD/RGD Model of Space Vehicles. Proc. Of the International Workshop on Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry. EAS SP-533. 2003. P.145–159.