

РАДИАЦИОННО-КОНВЕКТИВНЫЙ НАГРЕВ МАРСИАНСКИХ ЗОНДОВ**С.Т. Суржиков***Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН,
Москва, 119526, проспект Вернадского 101-1***Аннотация**

Приведена и анализируется вычислительная модель радиационной аэротермодинамики марсианских космических аппаратов (КА) Pathfinder, Exomars и Mars Science Laboratory (MSL). Показано, что интегральный радиационный нагрев подветренной поверхности указанных спускаемых аппаратов превосходит соответствующий конвективный нагрев и составляет величину порядка нескольких Вт/см². Представлен обзор работ, посвященных проблеме аэротермодинамики космических аппаратов, предназначенных для исследования Марса и Венеры.

RADIATIVE-CONVECTIVE HEATING OF MARTIAN SPACE VEHICLES**S.T. Surzhikov***Institute for problems in mechanics RAS, Russia, Moscow, 119526*

Three dimensional numerical simulation data on radiative aerothermodynamics of Martian entry probes Pathfinder, Exomars and Mars Science Laboratory (MSL) are presented and analyzed. It is shown that integral radiative heating of leeward surface of the entry probes exceeds corresponding convective heating. Review of previously published works dedicated to investigation of convective and radiative heating of space vehicles in Martian and Venus atmosphere as well as the description of used in the given paper calculation model are presented.

1. ВВЕДЕНИЕ

Современные модели вычислительной аэрофизики спускаемых космических аппаратов, входящих в плотные слои атмосферы с орбитальной или сверхорбитальной скоростью основаны на моделях газовой динамики термически и химически неравновесных газов [1]. Используются уравнения Навье – Стокса (NS) или усредненных по Рейнольдсу уравнениях Навье – Стокса (RANS) в одномерной, двухмерной или трехмерной постановках. Учитываются также процессы переноса селективного теплового излучения, неравновесные процессы физической и химической кинетики, а также различные модели турбулентного смешения. Как правило, такие модели реализуются на многоблочных неоднородных конечно-разностных сетках или на неструктурированных сетках разной топологии. Используемые модели химической кинетики достаточно часто сопрягаются с моделями гетерогенных химических процессов на твердых поверхностях или с кинетикой процессов испарения и плавления. Важным компонентом указанных вычислительных моделей являются электронные базы данных физико-химической кинетики, термодинамических и переносных свойств, а также спектральных оптических свойств.

Развитие таких вычислительных моделей и реализующих их компьютерных кодов, их тестирование и аттестация применительно к наземной аэротермодинамической отработке моделей спускаемых космических аппаратов и предсказания нагрева реальных спускаемых космических аппаратов вдоль траектории входа являются важной составной частью научных и инженерных программ реализуемых в различных космических агентствах. Данная статья посвящена исследованию вычислительных характеристик компьютер-

ных моделей аэротермодинамики марсианского входа, реализованных в компьютерной платформе NE-RAT+ASTERIOD.

Аэрофизика марсианского входа имеет ряд специфических особенностей по сравнению со входом в атмосферу Земли. Среди них:

- относительно низкая скорость атмосферного входа ($\sim 6\div 7$ км/с);
- относительно более разреженная атмосфера;
- значительная роль радиационных процессов не только в ультрафиолетовой (УФ) части спектра, связанных, как правило, с испусканием излучения в электронно-колебательных полосах CO (полоса 4+), но и в инфракрасной (ИК) области спектра, что связано с наличием интенсивных колебательных полос CO₂ и CO.

Следует отметить, что теоретический базис используемых в настоящее время газодинамических моделей был заложен более 50 лет назад [2–13]. Условно прошедший период времени можно разделить на три части.

Первые исследования были посвящены экспериментальным измерениям реальных теплофизических и оптических свойств смесей газов CO₂-N₂ [3–8]. Первые теоретические исследования были выполнены также в 60-е – 70-е годы прошлого столетия [2,7,8,11].

С начала 90-х годов значительное число исследований опубликованных в журналах Американского института по аэронавтике и астронавтике (AIAA) были связаны с исследовательскими программами NASA, направленные на исследование Марса [9–23].

Значительное число полученных экспериментальных и теоретических данных [24–30] позволили сформировать достаточно полное представление об аэро-

термодинамике марсианского входа. Эти данные были использованы при успешной реализации марсианских программ NASA.

Быстрый рост производительности компьютеров и накопленный опыт численного моделирования задач аэрофизики создал предпосылки нового периода развития радиационной аэротермодинамики. Среди недавно опубликованных работ автора на указанную тему отметим [31-38]. Эти статьи представляют расчетные данные в двух- и трехмерной постановках. Расчетные данные по конвективному нагреву лобового аэродинамического щита и подветренной поверхности марсианских зондов [23-30] были использованы для тестирования компьютерных кодов NERAT (Non-Equilibrium Radiative AeroThermodynamics), разработанных для решения данного класса задач [35].

Главной задачей данной работы является сопоставление расчетных данных по радиационному и конвективному нагреву поверхностей марсианских космических аппаратов Pathfinder, Exomars и MSL при их движении по типичным для каждого аппарата траекториям.

Расчеты плотностей радиационных тепловых расчетов вдоль всей поверхности космического аппарата выдвигают необходимость нахождения полей газодинамических функций не только в сжатом слое, но и в области возвратных отрывных течений и следа.

Важным этапом тестирования и аттестации (verification and validation) радиационно-аэротермодинамических моделей и компьютерных кодов является сопоставление получаемых расчетных данных с экспериментальными данными, а также расчетными данными других авторов. [24, 27-30]. К сожалению, число экспериментальных данных весьма мало. Поэтому сравнительный анализ расчетных данных также является одним из элементов процедуры тестирования собственных результатов.

В данной работе представлена трехмерная радиационно-газодинамическая модель (NERAT-3D) марсианских спускаемых аппаратов, которая реализуется совместно с моделью расчета спектральных оптических свойств многокомпонентных смесей горячих газов в компьютерном коде ASTEROID.

Компьютерный код NERAT-3D, включенный в компьютерную платформу NERAT+ASTEROID использует метод установления интегрирования уравнений механики сплошной среды на неоднородных структурированных многоблочных сетках. На каждом шаге вычислительной процедуры (аналог шага по времени при нестационарном решении системы уравнений) последовательно решаются уравнения: Навье – Стокса (или усредненных по Рейнольдсу уравнениях Навье – Стокса), неразрывности, уравнения сохранения массы отдельных компонент смеси газов, уравнение сохранения энергии поступательного движения смеси газов, уравнения сохранения энергии в колебательных модах, а также уравнение переноса селективного теплового излучения в многогрупповой постановке. Уравнение сохранения энергии поступательного движения компонент смеси газов решается в форме уравнения Фурье – Кирхгоффа.

Для расчета радиационного нагрева поверхности использовались несколько моделей. Уравнение переноса селективного теплового излучения решалось в

многогрупповом приближении [51]. Вычислительная реализация многогруппового метода позволяет производить т.н. “line-by-line” расчеты, что фактически означает, что рассматривается очень большое число групп, достаточное для того, чтобы описать контуры отдельных атомных линий и, при желании, отдельных вращательных линий. Число спектральных групп в этом случае может достигать несколько миллионов. В данной работе использовались модели усреднения молекулярного спектра по вращательной структуре [51], что позволило ввести 99 неоднородных по спектру групп, которые, тем не менее, достаточно подробно описывают колебательную структуру спектра основных молекулярных компонент CO_2 , CO, NO, N_2 .

Для расчета переноса излучения в неоднородном объеме вблизи лобовой поверхности использовался метод полумоментов [51], отличительной особенностью которого является возможность использования статистических моделей атомного спектра совместно с процедурой интегрирования уравнения переноса излучения по угловым переменным [39]. Использовалось следующее допущение относительно учета радиационно-газодинамического взаимодействия в сжатом слое. Итерационное уточнение поля температур и поля тепловых источников, обусловленных переносом теплового излучения, проводилось только для области сжатого слоя у лобового аэродинамического щита. В области отрывного течения и в следе взаимосвязь температурного поля с радиационными характеристиками не учитывалось. Неоднородный излучающий и поглощающий слой у лобовой поверхности с хорошей точностью аппроксимируется моделью плоского бесконечного слоя, так что метод полумоментов вполне адекватно подходит к решению данной задачи. Впрочем, условия входа марсианских космических аппаратов, рассматриваемых в данной работе, отвечают условиям слабого радиационно-газодинамического взаимодействия.

После сходимости результатов расчета газодинамических полей для определения плотности радиационного теплового потока на обтекаемой поверхности применялся метод дискретных направлений (Raytracing method) [52,53]. В рамках этого метода с элементарных площадок расположенных на поверхности испускается конечное число лучей, пронизывающих весь излучающий объем. Вдоль каждого из этих лучей решается уравнение переноса излучений в пределах каждой спектральной группы.

Необходимость решения уравнения переноса теплового излучения во всей возмущенной области образующей спускаемым аппаратом в атмосфере Марса, включая области ближнего и дальнего следа, состоит в том, что испускание нагретой до температур 1000 ÷ 2000 К смеси газов CO_2 , CO, N_2 оказывается весьма заметным в суммарной тепловой нагрузке на космический аппарат [54,55].

2. ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И РЕШАЕМАЯ СИСТЕМА УРАВНЕНИЙ

Вычислительный код NERAT реализует метод установления. На каждом шаге фиктивного времени интегрируются следующие группы уравнений: уравнения неразрывности и Навье – Стокса, уравнения диффузии,

уравнение сохранения энергии совместно с уравнениями сохранения колебательной энергии и уравнениями радиационного переноса (в многогрупповом приближении). Указанные уравнения имеют следующий вид:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} = 0, \quad (1)$$

$$\mathbf{U} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \end{pmatrix}, \quad \mathbf{E} = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p - \tau_{xx} \\ \rho uv - \tau_{xy} \end{pmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv - \tau_{xy} \\ \rho v^2 + p - \tau_{yy} \end{pmatrix}, \quad (2)$$

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} + \rho c_p \mathbf{V} \text{grad} T = \text{div}(\lambda \text{grad} T) + \frac{\partial p}{\partial t} + \mathbf{V} \text{grad} p + \Phi_\mu + Q_{vib} - \text{div} \mathbf{q}_R - \sum_{i=1}^{N_s} h_i \dot{w}_i + \sum_{i=1}^{N_s} \rho c_{p,i} D_i (\text{grad} Y_i \cdot \text{grad} T), \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho_i}{\partial t} + \text{div} \rho_i \mathbf{V} = -\text{div} \mathbf{J}_i + \dot{w}_i, \quad i = 1, 2, \dots, N_s, \quad (4)$$

$$\frac{\partial \rho_m e_{v,m}}{\partial t} + \text{div}(\rho_m \mathbf{V} e_{v,m}) = \dot{e}_{v,m}, \quad m = 1, 2, \dots, N_V, \quad (5)$$

$$\mathbf{\Omega} \frac{\partial J_\omega(\mathbf{r}, \mathbf{\Omega})}{\partial \mathbf{r}} + \kappa_\omega(\mathbf{r}) J_\omega(\mathbf{r}, \mathbf{\Omega}) = j_\omega(\mathbf{r}), \quad (6)$$

где

$$\Phi = \mu \left[2 \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 - \frac{2}{3} \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 \right] \quad (7)$$

диссипативная функция; t – время; u, v – проекции скорости \mathbf{V} на оси x, y ; p, ρ – давление и плотность; T – поступательная температура; μ, λ – коэффициенты вязкости и теплопроводности; c_p – удельная теплоемкость при постоянном давлении; $c_p = \sum_i^{N_s} Y_i c_{p,i}$;

$Y_i = \rho_i / \rho$ – относительная массовая концентрация (массовая доля) компоненты i ; $c_{p,i}, h_i$ – удельная теплоемкость при постоянном давлении и энтальпия i -й компоненты; \dot{w}_i – массовая скорость образования i -й компоненты в единице объема; D_i – эффективный коэффициент диффузии i -й компоненты; ρ_i, \mathbf{J}_i – плотность и массовый диффузионный поток i -й компоненты; $\mathbf{J}_i = -\rho D_i \text{grad} Y_i$; N_s – число химических компонент в смеси газов, $e_{v,m}$ – удельная колебательная энергия m -й колебательной моды (все колебательные моды перенумерованы единым списком, так что ρ_m – плотность молекул, для которых учитывается m -я колебательная мода), $\dot{e}_{v,m}$ – скорость изменения удельной колебательной энергии m -й колебательной моды за счет процессов колебательно-колебательного

(VV), колебательно-поступательного (VT) энергообмена, а также за счет процессов неравновесной диссоциации (VC) и резонансного взаимодействия с электронами (eV); $J_\omega(\mathbf{r}, \mathbf{\Omega})$ – спектральная интенсивность излучения, $\mathbf{\Omega}$ – единичный вектор направления распространения излучения, \mathbf{r} – радиус-вектор точки в пространстве, в которой определена спектральная интенсивность излучения; $\kappa_\omega(\mathbf{r})$ – спектральный объемный коэффициент поглощения; $j_\omega(\mathbf{r})$ – спектральный объемный коэффициент испускания, $\mathbf{q}_R = \int_0^\infty d\omega \int_{4\pi} J_\omega(\mathbf{r}, \mathbf{\Omega}) \mathbf{\Omega} d\Omega$ – вектор плотности интегрального радиационного потока, проекция которого на единичную площадку на поверхности задает плотность интегрального радиационного потока.

3. НАЧАЛЬНЫЕ УСЛОВИЯ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Предварительные результаты численного исследования радиационной азотермодинамики марсианских космических аппаратов были получены в работах [31–40]. Различные типы спускаемых аппаратов и условий в набегающем потоке газа были проанализированы с целью определения конвективной и радиационной тепловой нагрузки вдоль траектории спуска. Исследованные условия в набегающем потоке представлены в таблицах 1–3.

Таблица 1

Траекторные точки для КА PATFINDER [12, 32]

Время, с	ρ_∞ , г/см ³	p_∞ , эрг/см ³	V_∞ , км/с	T_∞ , К
40	0.724×10^{-8}	1.660	7.496	122
42	1.01×10^{-8}	2.462	7.490	129
52	5.76×10^{-8}	15.56	7.364	143
66	2.80×10^{-7}	89.41	6.596	169
80	8.54×10^{-7}	282.0	4.717	175

Таблица 2

Траекторные точки для КА EXOMARS [32, 33]

	ρ_∞ , г/см ³	p_∞ , эрг/см ³	V_∞ , км/с	T_∞ , К
SC.1	6.838×10^{-7}	200.3	4.922	195
SC.2	1.069×10^{-6}	324.6	4.474	194
SD.1	3.708×10^{-7}	137.4	4.878	158
SD.2	5.534×10^{-7}	205.9	4.489	153
Cold 94.1	1.186×10^{-6}	352.8	3.842	155
Storm90.1	1.911×10^{-7}	77.3	5.268	211

Первая ссылка в списках литературы в заголовках таблиц задают оригинальные литературные источники для этих данных, а последующие ссылки – указывают на работы, в которых приведены результаты численного моделирования.

Таблица 3

Траекторные точки для КА MSRO [31,36,37]

Но.	Время, с	ρ_{∞} , г/см ³	p_{∞} , эрг/см ³	V_{∞} , км/с	T_{∞} , К
1	70	3.14×10^{-8}	8.4	5687	140
2	115	2.93×10^{-7}	78.7	5223	140
3	175	3.07×10^{-7}	82.3	3998	140
4	270	2.82×10^{-8}	7.6	3536	140

Подробное изложение первичного облика вычислительной модели приведено в [32, 38]. Численные результаты, полученные с использованием двухмерного кода NERAT-2D для четырех траекторных точек космического аппарата Pathfinder ($t=42$ с, 52 с, 66 с, и 80 с) приведены в [32]. Было получено, что лобовой аэродинамический щит нагревается в основном ультрафиолетовым излучением с потоком $q_R \sim 100$ Вт/см², в то время, как подветренная сторона космического аппарата Pathfinder нагревается в основном инфракрасным излучением, главным образом, за счет интенсивного испускания молекул CO₂ в колебательно-вращательных полосах с типичной плотностью потока излучения $q_R \sim 2 \div 5$ Вт/см². Плотности потоков спектрального теплового излучения рассчитаны в шести точках на поверхности космического аппарата в меридиональной плоскости (от передней до задней критической точек).

Для космического аппарата EXOMARS в двухмерной осесимметричной постановке исследовались три траекторные точки, приведенных в таблице 2 (SC.1, SD.1, SD.2 [32]). Было показано, что благодаря относительно низкой скорости входа EXOMARS подвергается относительно низкому радиационному нагреву ($q_R \sim 50 \div 60$ Вт/см²). Однако, подветренная сторона поверхности данного космического аппарата подвергается радиационному нагреву, соизмеримому с нагревом подветренной поверхности КА Pathfinder ($q_R \sim 2 \div 5$ Вт/см²). Важным эффектом радиационного нагрева космических аппаратов в атмосфере Марса является также возрастание плотности радиационного теплового потока от критической точки к боковой кромке лобового щита примерно в 2–3 раза.

Результаты некоторых трехмерных расчетов аэротермодинамики космического аппарата Exomars представлены в [32] для одной траекторной точки (SC.1). Конвективный и радиационный нагрев космического аппарата Exomars под углом атаки $\alpha=15^\circ$ рассчитан для каталитической и некаталитической поверхностей. Было показано, что каталитические свойства обтекаемой поверхности весьма важны для формирования конвективного теплового потока и не столь значительны для формирования радиационных тепловых потоков (в рассмотренных условиях).

Исследование указанных двух космических аппаратов было продолжено в [46, 47], где были рассмотрены сильно неравновесные условия полета космического аппарата Pathfinder ($t=40$ с) и две траекторные точки Exomars в условиях близким к равновесным. В указанных статьях также анализировались специфика

конвективного нагрева в турбулентном потоке, образующемся на поверхности КА Exomars.

Сравнительный анализ нагрева трех космических аппаратов, предназначенных для посадки на Марс (Pathfinder, Exomars и одна из конфигураций КА Mars Sample Return Orbiter (MSRO)) представлены в [48]. Изученные траекторные точки приведены в таблице 4.

Таблица 4

Исходные данные для расчетов КА MSL [26, 33]

Время, с	h , км	ρ_{∞} , г/см ³	p_{∞} , эрг/см ³	V_{∞} , км/с	T_{∞} , К
50	68.3	4.71×10^{-9}	1.29	5.54	145
70	47.7	7.63×10^{-8}	21.5	5.48	149
80	38.3	2.10×10^{-7}	64.3	5.31	162
89	31.0	4.74×10^{-7}	150.	4.98	179
103	22.3	1.05×10^{-6}	377.	4.10	189
109	19.6	1.44×10^{-6}	517.	3.63	190
113	18.0	1.48×10^{-6}	534.	3.32	191
137	14.2	2.43×10^{-6}	886.	1.95	193

В указанной статье содержатся данные по радиационному и конвективному нагреву MSRO под углом атаки $\alpha=15^\circ$ и скорости $V_{\infty}=5.2$ км/с. Эти расчетные данные сравниваются с данными, полученными для КА Pathfinder ($t=52$ с, $\alpha=0^\circ$ и $V_{\infty}=7.49$ км/с), и для КА Exomars (траекторная точка SC.1, $\alpha=15^\circ$ и $V_{\infty}=4.22$ км/с). Все указанные расчеты подтверждают вывод о весьма высоком уровне радиационных тепловых потоков к подветренной стороне КА, в основном из-за интенсивного излучения молекул CO₂. Типичная плотность радиационного теплового потока достигает уровня $q_R \sim 1 \div 5$ Вт/см².

Многочисленные методические исследования, направленные на совершенствование компьютерных моделей аэротермодинамики марсианских КА были выполнены в работе [38]. В этой статье изучались различные конфигурации расчетных сеток, а также выполнено сопоставление двухмерных и трехмерных расчетов КА Exomars для траекторной точки SD.1.

Первые сопоставления конвективного и радиационного нагрева в двухмерном и трехмерном расчетных случаях для КА Pathfinder (точка траектории $t=66$ с, примерно соответствующая условиям максимального нагрева) и MSL (точка траектории $t=89$ с) приведены в работе [48]. Как и прежде, расчеты конвективного и радиационного нагрева выполнялись вдоль всей поверхности КА (в меридиональной плоскости). И опять, было показано, что радиационный нагрев подветренной стороны поверхности КА превосходит конвективный нагрев.

Ниже представлены результаты расчетов, которые не анализировались ранее, а также подводится итог данной стадии исследования радиационной аэротермодинамики марсианских космических аппаратов.

4. РАДИАЦИОННАЯ ГАЗОВАЯ ДИНАМИКА КА PATHFINDER

На рис. 1 показано поле течения вблизи космического аппарата Pathfinder под углом атаки $\alpha=15^\circ$.

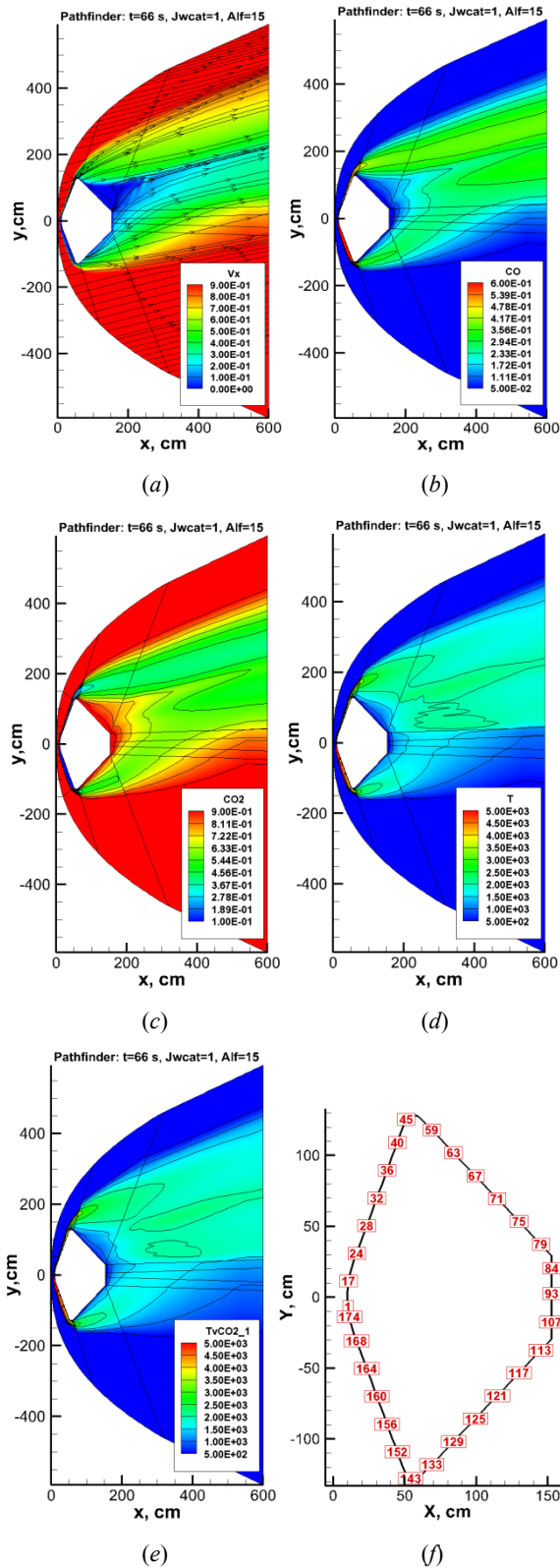


Рис. 1: Поле течения у КА Pathfinder под углом атаки $\alpha = 15^\circ$ (траекторная точка $t = 66$ с): *a* – продольная скорость, молярная доля CO (*b*) и CO₂ (*c*) для каталитической поверхности, *d* – поступательная температура, *e* – колебательная температура CO₂ для анти-симметричной моды; *f* – местоположения контрольных точек на поверхности

Расчеты были выполнены для полностью каталитической поверхности. Отметим основные особенности данного режима обтекания:

- наблюдается ассиметричные распределения продольной скорости потока (*a*), молярных долей CO (*b*) и CO₂ (*c*), поступательной температуры (*d*), и анти-симметричной колебательной температуры молекулы CO₂ (*e*), что обусловлено полетом под углом атаки $\alpha = 15^\circ$;
 - за кромкой лобового аэродинамического щита наблюдается развитое отрывное течение, а также образование возвратно-вихревого движения в верхней полусфере области над подветренной поверхностью КА;
 - вследствие абсолютной каталитичности обтекаемой поверхности, в сжатом слое над лобовым аэродинамическим щитом, а также в области отрывного течения над подветренной частью поверхности наблюдается возрастание массовых долей молекул CO₂ и снижение массовых долей CO (Рис.1с). За фронтом головной ударной волны высокая концентрация молекул CO наблюдается из-за термической диссоциации молекул CO₂;
 - не обнаружено заметного влияния каталитических свойств обтекаемой поверхности на плотность спектральных и интегральных радиационных тепловых потоков к поверхности. Конвективный тепловой поток к абсолютно каталитической поверхности превосходит примерно в два раза поток к некаталитической поверхности;
 - интегральный радиационный тепловой поток к подветренной поверхности КА Pathfinder составляет величину порядка 1 Вт/см², поскольку эта поверхность освещается инфракрасным излучением, порождаемым колебательно-вращательными полосами молекул CO₂ и CO от большого объема нагретого газа. К счастью, в этой области течения формируется не слишком большое давление. Тем не менее, колебательные полосы молекул CO₂ и CO хорошо идентифицируются на рис. 2*b* и *c*;
 - кумулятивные функции интегральных радиационных тепловых потоков, показанные на рис.2*c* показывают, что два спектральных диапазона дают основной вклад в интегральный радиационный поток. Это диапазоны: $\Delta\omega = 2000 \div 3000 \text{ см}^{-1}$ и $50000 \div 70000 \text{ см}^{-1}$. Колебательные полосы молекул CO₂ расположены в первом спектральном диапазоне, а электронная полоса CO расположена во втором спектральном диапазоне.
- Для определения местоположения контрольных точек, в которых определяются кумулятивные функции, можно определить с использованием рис. 1*f* (см. номера точек 1, 36, 71, 106, 141, 171).

5. РАДИАЦИОННАЯ ГАЗОВАЯ ДИНАМИКА КА EXOMARS

В этой части приводятся результаты трехмерных расчетов радиационной аэротермодинамики КА Exomars в точке траектории SC.1 для угла атаки $\alpha = 15^\circ$ (см. табл. 2). Анализ результатов двухмерных и трехмерных расчетов для других траекторных точек, выполненных как в двухмерной осесимметричной постановке, так и для трехмерного расчетного случая, обсуждаются в [32,33].

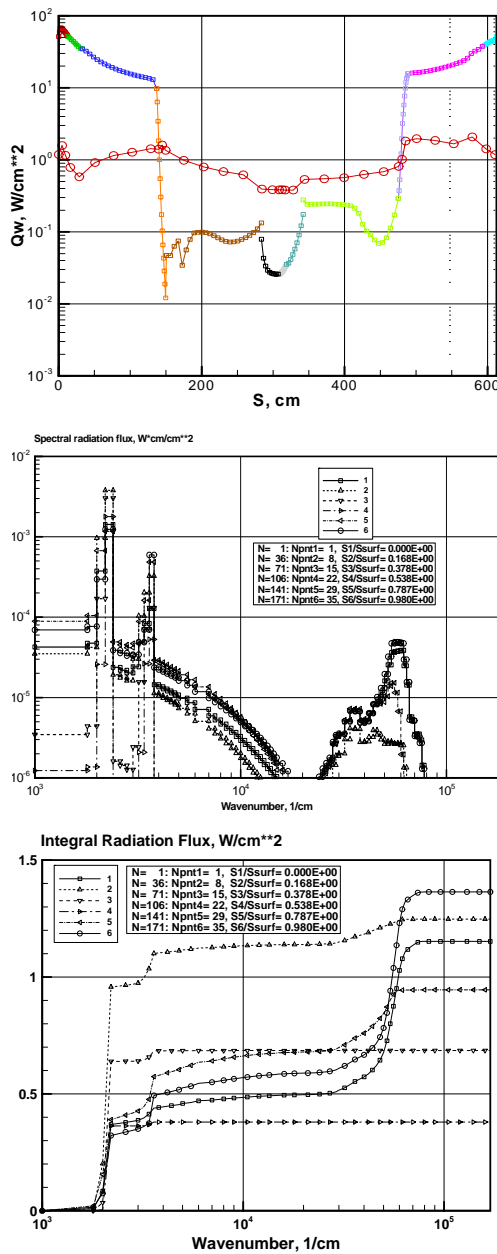


Рис. 2. Плотность конвективного теплового потока (квадратные маркеры) и радиационного теплового потока (кружки) на каталитической поверхности КА Pathfinder (траекторная точка $t = 66$ с) (a); плотность спектральных радиационных тепловых потоков (b) и кумулятивная функция (c) для шести контрольных точек на каталитической поверхности КА Pathfinder. Угол атаки $\alpha = 15^\circ$

Рисунок 3 показывает поля продольной скорости, поступательной и одной из колебательных температур (для анти-симметричной колебательной моды CO_2), а также массовые доли CO_2 и CO в расчетной области.

Сравнение газодинамических полей в двухмерном и трехмерном расчетных случаях, показывает закономерное различие результатов полученных при расчете обтекания космических аппаратов под нулевым и ненулевым углом атаки.

Прежде всего, следует отметить следующие особенности поля течения у космического аппарата под углом атаки:

- торможение набегающего потока наблюдается, как и следовало ожидать, вблизи нижней полусферы ло-

бового аэродинамического щита и нижней его кромки. Хорошо видно утолщение сжатого слоя в этой области течения;

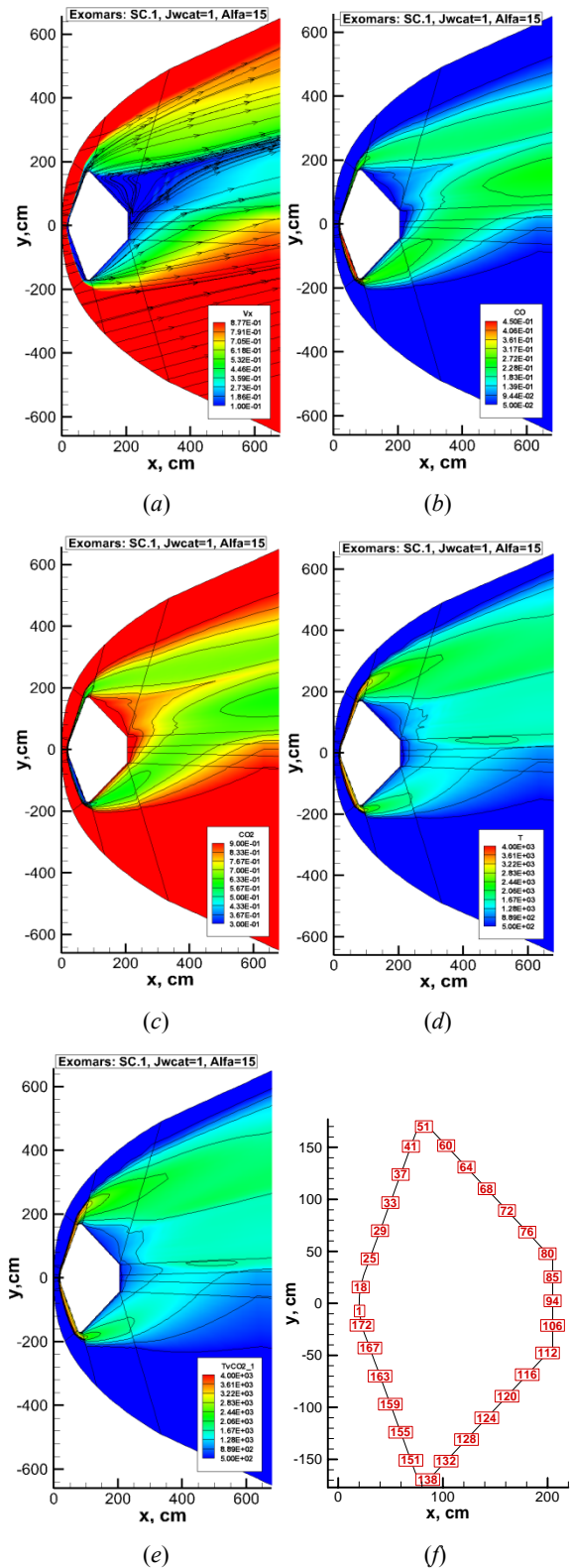


Рис. 3. Поле течения у КА Exomars под углом атаки $\alpha = 15^\circ$ (траекторная точка SC.1): a – продольная скорость, молярная доля CO (b) и CO_2 (c) для каталитической поверхности, d – поступательная температура, e – колебательная температура CO_2 для анти-симметричной моды; f – местоположения контрольных точек на поверхности

- крупномасштабное отрывное вихревое течение над подветренной поверхностью космического аппарата смещается в верхнюю полусферу, отслеживая направление потока, обтекающего космический аппарат. Сравнивая полученную конфигурацию поля течения в трехмерном случае с соответствующими осесимметричными полями, становится очевидной усложнение структуры поля течения;
- в ближнем и дальнем следе наблюдаются флуктуации поля течения. В расчетах это проявляется в отсутствии сходимости результатов газодинамических расчетов именно в этой области течения. Если проследить за эволюцией поля течения в следе, то легко обнаруживается периодичность флуктуаций газодинамических функций, в то время, как в области сжатого слоя у лобового аэродинамического щита и в непосредственной близости к подветренной стороне поверхности наблюдается абсолютная сходимость численных результатов;
- рисунки 3 *d, e* иллюстрируют степень температурной неравновесности в рассмотренных условиях. Здесь показана только одна колебательная температура, отвечающая анти-симметричной моде колебаний CO₂. Другие колебательные температуры отличаются от поступательной температуры примерно в такой же степени. Подчеркнем, что до настоящего времени в литературе отсутствуют сведения о неравновесном излучении, испускаемом нагретой смесью марсианских атмосферных газов. Этот вопрос еще предстоит исследовать;
- рисунки 3 *b, c* показывают распределение массовых долей CO и CO₂ во всей расчетной области. Отчетливо видно увеличение массовых долей CO₂ и уменьшение массовых долей CO вблизи поверхности, что соответствует использованию приближения абсолютно каталитической поверхности;
- подробное исследование влияния каталитических свойств поверхности на ее радиационный нагрев предстоит исследовать в будущем. Физические основания такого влияния очевидны: в зависимости от каталитических свойств поверхности изменяются концентрации компонент смеси газов вблизи нее, то при определенных условиях может оказать несомненное влияние на распределение радиационных потоков вблизи поверхности. В данной работе приведены только предварительные результаты этого исследования. В нашем случае влияние каталитичности оказывается практически незаметным, что объясняется тем, что при низких давлениях в зоне отрывного течения в рассматриваемых условиях марсианского входа, смесь газов оказывается оптически тонкой, и поток теплового излучения, сформировавшийся в следе достигает поверхности практически без изменения;
- на рис. 4а показано распределение конвективного и интегрального радиационного теплового потока вдоль поверхности КА Exomars, при обходе его поверхности в плоскости $z = 0$.
- координата вдоль поверхности отсчитывается от точки № 1, показанной на рис.3*f*, по часовой стрелке. Эта точка расположена на нижней границе первого расчетного блока. Приведенные данные де-

монстрируют факт превосходства конвективного теплового потока над радиационным на лобовой поверхности аэродинамического щита и, наоборот, превосходство радиационного теплового потока над конвективным на подветренной стороне КА. При этом заметим, что абсолютные величины плотностей тепловых потоков сильно зависят от траекторной точки (от условий в набегающем газовом потоке);

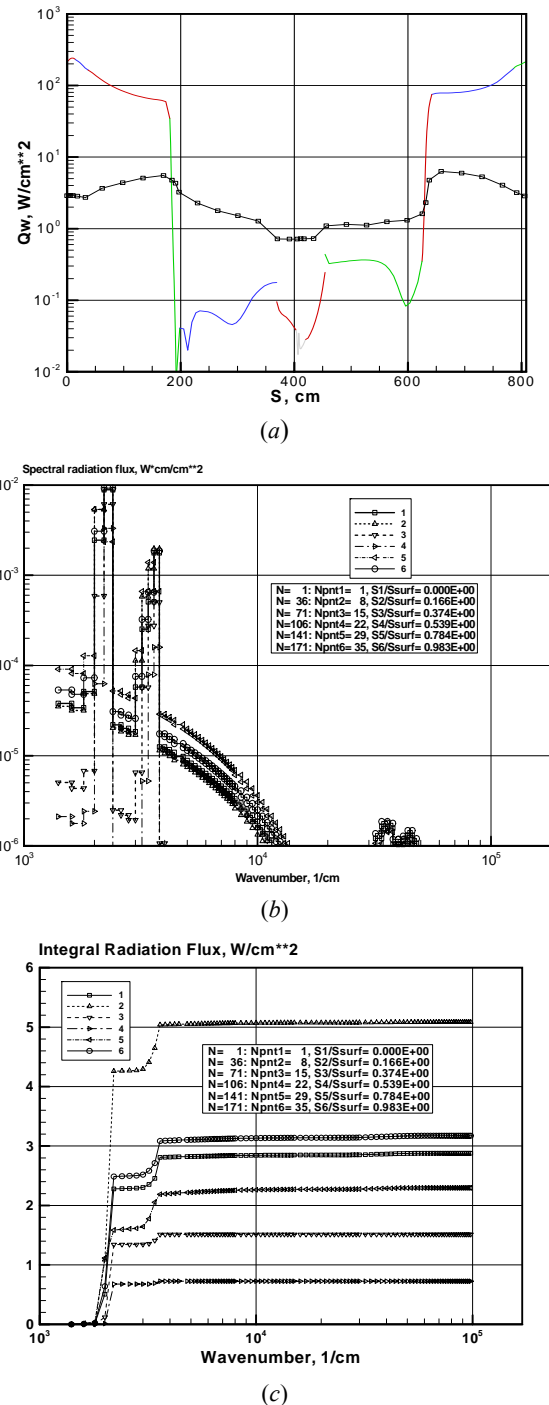


Рис. 4. Плотность конвективного теплового потока (квадратные маркеры) и радиационного теплового потока (кружки) на каталитической поверхности КА Exomars (траекторная точка SC.1) (a); плотность спектральных радиационных тепловых потоков (b) и кумулятивная функция (c) для шести контрольных точек на каталитической поверхности КА Exomars. Угол атаки $\alpha = 15^\circ$

– в рассматриваемом расчетном случае основной вклад в интегральный радиационный поток к поверхности вносит инфракрасный спектральный участок. На рис. 4b показаны спектральные радиационные тепловые потоки, достигающие поверхности КА в шести точках, расположенных на лобовой и задней поверхностях. Координаты этих точек устанавливаются с использованием рис. 3f. Хорошо видно из рис. 4b, что инфракрасное излучение порождаемое колебательными полосами CO₂ и CO превосходит все другие источники теплового излучения. В видимой и ближней ультрафиолетовой областях спектра имеется незначительный вклад излучения на лобовой поверхности КА.

6. РАДИАЦИОННАЯ ГАЗОВАЯ ДИНАМИКА MSL

Космический аппарат MSL имеет наибольшие размеры из всех исследованных ранее. Подробное исследование конвективного нагрева космического аппарата MSL представлено в [26]. Трехмерный расчетный код LAURA (Langley Aerothermodynamic Upwind Relaxation Algorithm) [49] использовался в [26] для прогностических расчетов конвективного нагрева. Для марсианских условий входа в компьютерном коде LAURA было принято в учет 8 компонент газовой смеси (CO₂, CO, N₂, O₂, NO, C, N, O). Использовалась модель неравновесной химической кинетики предложенной Парком в 1994 г. [50]. В этом коде используется конечно-объемный алгоритм на структурированной сетке для решения уравнений Навье–Стокса. Модель Роу используется для приближенного решения задачи о распаде разрыва при расчете невязких потоков через границы расчетных ячеек совместно с TVD схемой, разработанной Йее.

На границе использовались условия сверх каталитичности (абсолютной каталитичности), т.е. задавались концентрации газовых компонент CO₂ и N₂ как в набегающем потоке: 0.97 и 0.03, соответственно. Такие граничные условия обеспечивают наибольшую плотность конвективного теплового потока к поверхности. Температура поверхности рассчитывалась из условия равенства плотности конвективного потока, нагревающего поверхность q_w , радиационному потоку, покидающему поверхность, т.е. $q_w = \varepsilon \sigma T_w^{rad-equil}$, где $\varepsilon = 0.9$ полусферическая степень черноты поверхности.

В [26] было подчеркнуто, что приводимая плотность теплового нагрева поверхности отвечает только конвективному нагреву, а плотность радиационных тепловых потоков полагалась пренебрежимо малой. Расчетные данные, полученные в [26] были использованы для верификации результатов трехмерных расчетов, выполненных в данной работе, которые оказались весьма близкими. Однако, результаты данной работы показывают, что пренебрегать радиационным тепловым потоком к подветренной части поверхности нельзя, хотя плотность этих потоков является не слишком большой ($\sim 1 \div 3$ Вт/см²).

На рис. 5 показано рассчитанное поле течения при обтекании космического аппарата MSL с абсолютно каталитической поверхностью под углом атаки

$\alpha = 11^\circ$. Как и прежде, рысканьем космического аппарата пренебрегалось, поэтому расчеты проводились в полупространстве $z > 0$. Представленные двумерные распределения построены в плоскости симметрии YOX.

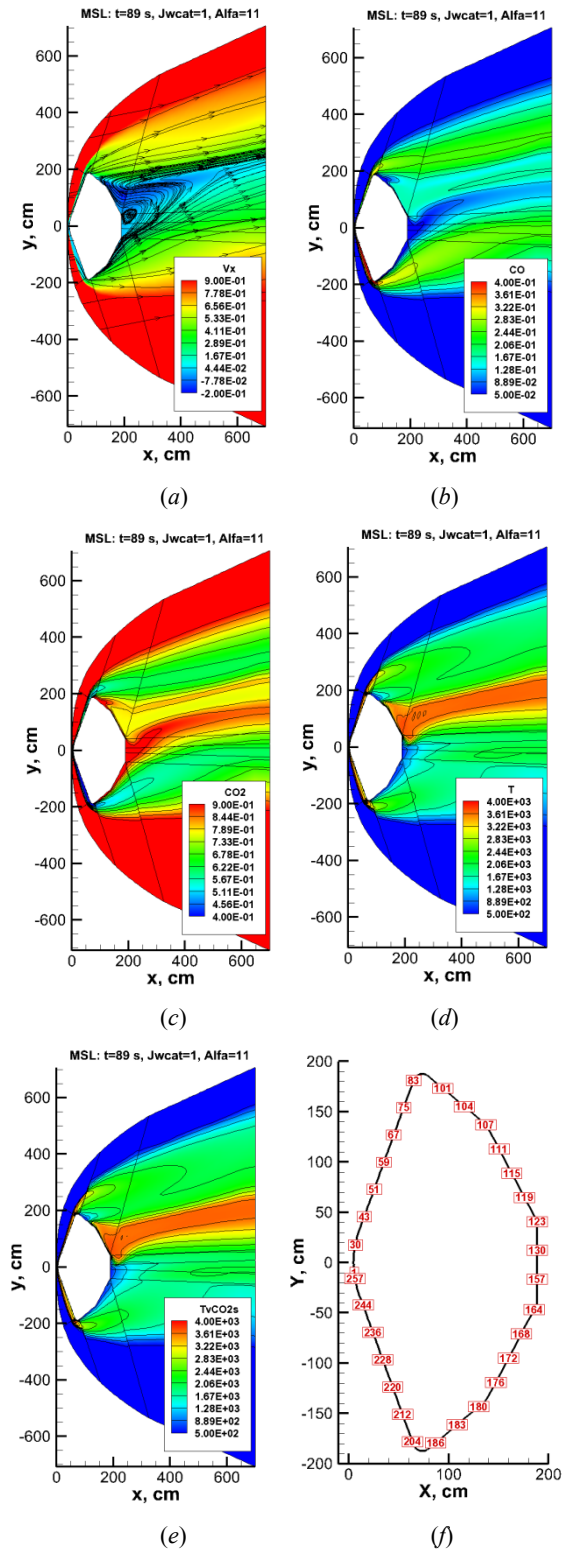


Рис. 5. Поле течения у КА MSL под углом атаки $\alpha = 11^\circ$ (траекторная точка SC.1): *a* – продольная скорость, молярная доля CO (*b*) и CO₂ (*c*) для каталитической поверхности, *d* – поступательная температура, *e* – колебательная температура CO₂ для анти-симметричной моды; *f* – местоположения контрольных точек на поверхности

Отметим важные особенности полученных результатов:

- очевидная асимметрия в распределениях газодинамических функций (продольная скорость (a), массовые доли химических компонент (b,c), поступательная и колебательная температуры (d,e)) наблюдается благодаря полету космического аппарата под углом атаки $\alpha = 11^\circ$;
- как и для других космических аппаратов, в рассматриваемом случае наблюдается обширная область возвратно-вихревого движения над подветренной стороной поверхности MSL. В зависимости от подробности используемых расчетных сеток в этой области течения наблюдаются многотовные течения;
- наблюдаются значительные различия в распределениях массовых долей химических компонент при использовании разных моделей поверхностной каталитичности. При использовании предположения о некаталитической поверхности вблизи нее наблюдается повышенная концентрация молекул CO и малая массовая доля молекул CO₂. В случае абсолютной каталитичности поверхности наблюдается противоположная ситуация: большая массовая доля CO₂ и практически полное отсутствие молекул CO (Рис.5b,c);
- конвективный нагрев абсолютно каталитической поверхности примерно в два раза превосходит нагрев некаталитической поверхности. Это типичный разброс нагрева каталитической и некаталитической поверхностей;
- как и для космических аппаратов Pathfinder и Exomars в расчетах радиационной аэротермодинамики MSL не обнаружено заметного влияния каталитичности поверхности на плотность радиационных потоков к ней. Причиной этому, как и ранее, является малая оптическая толщина газовой смеси вблизи поверхности.

Несмотря на то, что скорость входа космического аппарата MSL значительно меньше, чем у KA Pathfinder, радиационный нагрев его поверхности превосходит нагрев поверхности Pathfinder.

Типичная величина плотности радиационных тепловых потоков к подветренной стороне поверхности MSL составляет $\sim 2 \div 3$ Вт/см². Эта часть поверхности облучается тепловым излучением, порождаемым колебательно- вращательными полосами молекул CO₂ и CO от большого объема нагретого газа.

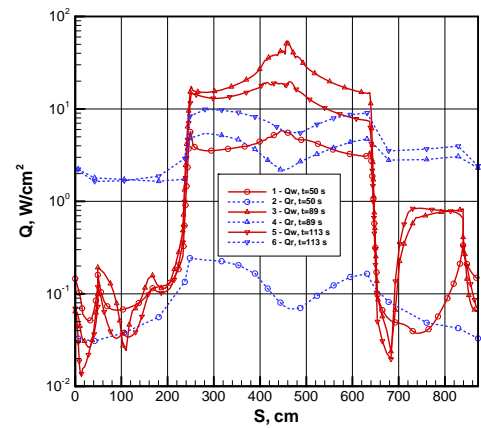
Излучение этих колебательных полос хорошо идентифицируется на рис. 6b,c, где приведены спектральные плотности потока излучения к отдельным элементарным площадкам на поверхности MSL.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

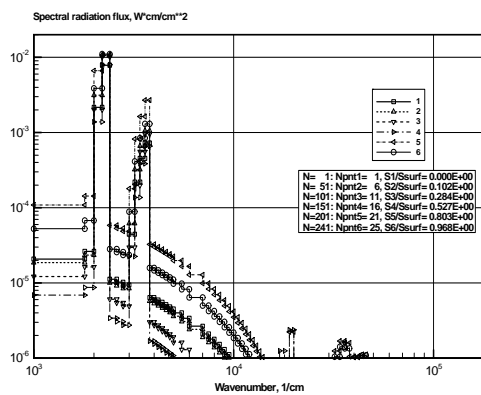
Выполнены трехмерные расчеты конвективного и радиационного нагрева космических аппаратов Pathfinder, Exomars и Mars Science Laboratory (MSL), предназначенных для входа в плотные слои атмосферы Марса.

Полученные в данной работе величины плотностей конвективных тепловых потоков хорошо совпадают с

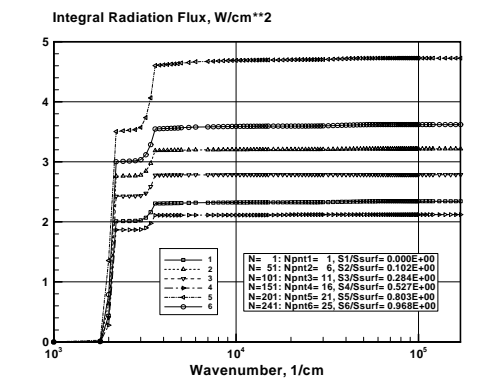
расчетными данными для KA Pathfinder [24,25] и Mars Science Laboratory [26].



(a)



(b)



(c)

Рис. 6. Плотность конвективного теплового потока (квадратные маркеры) и радиационного теплового потока (кружки) на каталитической поверхности KA MSL (траекторная точка $t = 80$ с) (a); плотность спектральных радиационных тепловых потоков (b) и кумулятивная функция (c) для шести контрольных точек на каталитической поверхности KA MSL. Угол атаки $\alpha = 11^\circ$

В отличие от предыдущих работ, в данной статье представлены данные по радиационному нагреву поверхности указанных космических аппаратов при их спуске в атмосфере Марса по прогнозируемым траекториям. Показано, что радиационный нагрев подветренной части поверхности марсианских космических аппаратов оказывается весьма заметным в суммарном энергетическом балансе. Типичная плотность радиа-

ционных тепловых потоков к подветренной стороне поверхности достигает $1 \div 5 \text{ Вт/см}^2$.

Работа поддержана программой фундаментальных исследований Российской академии наук и, частично, грантом РФФИ # 10-01-00544.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Shang J.S., Surzhikov S.T. Nonequilibrium radiative hypersonic flow simulation. *Progress in Aerospace Sciences*. 2012. Vol. 53. pp.46–65.
- Martin J. *Atmospheric reentry. An Introduction to its Science and Engineering*. Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs N.J. 1962.
- Gruszczynski J.S., Warren W.R., Jr. Experimental Heat-Transfer Studies of Hypervelocity Flight in Planetary Atmospheres. *AIAA J.* 1964, Vol.2. No. 9. pp.1542–1550.
- James C.S. Experimental Study of Radiative Transport from Hot Gases Simulating in Composition the Atmospheres of Mars and Venus. *AIAA J.* 1964, Vol.2. No. 3. pp.470-475.
- Faibairn A.R. Spectrum of Shock-Heated Gases Simulating the Venus Atmosphere. *AIAA J.* 1964, Vol.2. No. 6. pp.1004–1007.
- Thomas G.M., Menard W.A. Experimental Measurements of Nonequilibrium and Equilibrium Radiation from Planetary Atmospheres. *AIAA J.* 1966. Vol.4. No.2. pp.227-237.
- Freeman G.N., Oliver C.C. High-Temperature Thermodynamic and Transport Properties of Planetary CO₂-N₂ Atmospheres. *AIAA J.* 1970. Vol.8. No.9. pp.1687–1693.
- Kirk D.B., Intrieri P.F., Seiff A. Aerodynamic Behaviour of the Viking Entry Vehicle: Ground Test and Flight Results. *J. Spacecraft.* 1978. Vol.15. No.4. pp.208-212.
- Chen Y.K., Henline W.D., Stewart D.A., Candler G.V. Navier-Stokes Solutions with Surface Catalysis for Martian Atmosphere Entry. *JSR.* 1993. Vol.30. No.1 pp.32–42.
- Tauber M.E., Yang L., Paterson J. Flat Surface Heat-Transfer Correlations for Martian Entry. *JSR.* 1993. Vol.30. No.2. pp.164–169.
- Park, C., *Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics*. Wiley-Interscience Publication, J. Wiley & Sons. New-York, 1990.
- Tauber M., Sutton K. Stagnation-Point Radiative Heating Relations for Earth and Mars Entries. *J. Spacecraft.* 1991. Vol.28. No.1. pp.40–42.
- Hassan B., Candler G., Olynick D. Thermo-Chemical Nonequilibrium Effects on the Aerothermodynamics of Aerobraking Vehicles. *JSR.* 1993. Vol.30. No.6. pp.647–655.
- Tauber M., Palmer G., Earth Atmospheric Entry Studies for Manned Mars Mission. *JTHT.* 1992. Vol.6. No.2. pp.193–199.
- Chen Y.K., Henline W.D., Tauber M.E. Mart Pathfinder Trajectory Based Heating and Ablation Calculations. *JSR.* 1995. Vol.32. No.2. pp.225–230.
- Hartung L. Development of a Nonequilibrium Radiative Heating Prediction Method for Coupled Flowfield Solutions. *JTHT.* 1992. Vol.6. No.6. pp.618–625.
- Park C., Yoon S. Fully Coupled Implicit Method for Thermochemical Nonequilibrium Air at Suborbital Flight Speeds. *J. Spacecraft.* 1992. Vol. 28. No.1. pp.31–39.
- Henline W., Tauber M. Trajectory-Based Heating Analysis for the European Space Agency/Rosetta Earth Return Vehicle. *JSR.* 1994. Vol.31. No.3. pp.421–428.
- Greendyke R., Gnoffo P., Wes Lawrence R. Calculated Electron Number Density Profiles for Aeroassist Flight Experiment. *JSR.* 1992. Vol.29. No.5. pp.621–626.
- Gnoffo P., Price J., Braun R. Computation of Near-Wake, Aerobrake Flowfields. *JSR.* 1992. Vol.29. No.2. pp.182–189.
- Gupta R., Lee K., Moss J., Sutton K. Viscous Shock-Layer Solution with Coupled Radiation and Ablation for Earth Entry. *JSR.* 1992. Vol.29. No.2. pp.173–181.
- Walter R. Recent Advances in Computational Analysis of Hypersonic Vehicles. *Combustion, Explosion, and Shock Waves.* 1993. Vol.29. No.3. pp.316–319.
- Mitcheltree R.A., Gnoffo P.A. Wake Flow About the Mart Pathfinder Entry Vehicle. *Journal of Spacecraft and Rockets.* 1995. Vol.32. No.5. pp.771–775.
- Milos F.S., Chen Y.K., Gongdon W.M. et al. Mars Pathfinder Entry Temperature Data, Aerothermal Heating, and Heatshield Material Response. *JSR.* 1999. Vol.36. No.3. pp.380–391.
- Paterna D., Monti R., et al. Experimental and numerical investigation of martian atmosphere entry. *JSR.* 2002. V. 39, N. 2. pp.227–236.
- Edquist K.T. Afterbody Heating Predictions for a Mars Science Laboratory Entry Vehicle. *AIAA paper 2005-4817*, 2005, 12 p.
- Bose D., Wright M. Uncertainty Analysis of Laminar Aeroheating Predictions for Mars Entries. *AIAA paper 2005-4682*. 2005. 11 p.
- Hollis B.R., Collier A.S. Turbulent Aeroheating Testing of Mars Science Laboratory Entry Vehicle in Perfect-Gas Nitrogen. *AIAA Paper 2007-1208*. 2007. 20 p.
- Hollis B.R., Collier A.S. Turbulent Aeroheating Testing of Mars Science Laboratory Entry Vehicle. *JSR.* 2008. Vol. 45. No.3. pp.417–427.
- Grinstead J.H., Wright M.J., Bogdanoff D.W., Allen G.A. Shock Radiation Measurements for Mars Aerocapture Radiation Heating Analysis. *JTHT.* 2009. Vol.23. No.2. pp.249–255.
- Surzhikov S., Omaly P. MSRO convective and radiative heating. *AIAA Paper 08-1274*. 2008. 43 p.
- Surzhikov S.T., Omaly P. Radiative Gas Dynamics of Martian Space Vehicles. *AIAA paper 2011- 0452*. 2011. p.28.
- Surzhikov S.T. Comparative Analysis of Radiative Aerothermodynamics of Martian Entry Probes. *AIAA paper 2012-2867*. 2012. p. 38.
- Gromov V.G., Surzhikov S.T., Charbonnier J.-M. Convective and Radiative Heating of a Martian Space Vehicle Base Surface. 4th European Symp. on Aerothermodynamics for Space Vehicles. Capua, Italy. *ESA SP-487*. 2002. pp. 265–269.
- Surzhikov S.T. 2D CFD/RGD Model of Space Vehicles. *Proc. of the Int. Workshop on Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry*. October 2003, Lisbon, Portugal. European Space Agency, SP-533, 2003, pp.95–102.
- Surzhikov S.T. TC3: Convective and Radiative Heating of MSRO For Simplest Kinetic Models. *Proc. HTGR Workshop ESA SP-583*. 2005. pp.55–62.
- Surzhikov S.T. TC3: Convective and Radiative Heating of MSRO, Predicted by Different Kinetic Models. *Proc. 2nd HTGR Workshop. ESA SP-629*. 2006. (CD-ROM).
- Surzhikov S.T. Three-Dimensional Computer Model of Nonequilibrium Aerophysics of the Spacecraft Entering in the Martian Atmosphere. *Fluid Dynamics.* 2011. Vol. 46. No.3. pp.490–403.
- Surzhikov S.T. Random models of Atomic Lines for Calculation of Radiative Heat Transfer in Laser Supported Waves. *AIAA paper 97-2367*. 1997. 11 p.
- Surzhikov S.T. Computing System for Mathematical Simulation of Selective Radiation Transfer. *AIAA paper 00-2369*. 2000. 15 p.
- Gurvich L.V., Veitc I.V., Medvedev V.A. et al. *Thermodynamic Properties of Individual Substances. HandBook. Vols.1-4*. Moscow: Nauka. 1978.

42. Surzhikov S.T. The Effect of Non-Equilibrium Dissociation on Radiative Heating of Entering Space Vehicle. AIAA paper 2012-0146. 21 p.
43. Bird R., Stewart W., Lightfoot E. Transport Phenomena. John Wiley & Sons, Inc. 1965.
44. Wilke C.R. Diffusional Properties of Multicomponent Gases. Chem. Engr. Progr. 1950. Vol.46. pp.95–104.
45. Svehla R.A. Estimated Viscosities and Thermal Conductivities of Gases at High Temperatures. NASA TR-R-132. 1962. 26 P.
46. Surzhikov S., Omary P. Radiative Gasdynamics of Exomars at Angle of Attack. Proc. of the 4th European HTGR Workshop. 12-15 October. Lausanne, Switzerland. Available on CD and www-page of European Space Agency.
47. Surzhikov S.T., Shang J.S. Radiative Aerothermodynamics of Entry Probes in Martian and Earth Atmospheres. 7th European Aerothermodynamics Symposium on Space Vehicles. 9-12 May 2011. Bruges, Belgium. 8 p.
48. Surzhikov S.T. Convective and Radiative Heating of Martian Space Vehicles. 4th European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS). 2011. 8 p. (Proceedings on CD).
49. Chatwood F.M., Gnoffo P.A. User's Manual for the Langley Aerothermodynamic Upwind Algorithm (LAURA). NASA TM-4674, Apr. 1996.
50. Park C., Howe J.T., Jaffe R.L. and Candler G.V. Review of Chemical-Kinetic Problems of Future NASA Missions, II: Mars Entries. *J. of Thermophysics and Heat Transfer*. 1994. Vol.8, No.1, pp.9–23.
51. Суржиков С.Т. Тепловое излучение газов и плазмы. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана. 2004. 543 с.
52. Суржиков С.Т. Двумерная радиационно-газодинамическая модель аэрофизики спускаемых космических аппаратов. В кн.: Актуальные проблемы механики. Механика жидкости, газа и плазмы. - М.: Наука. 2008. С.20–59.
53. Суржиков С.Т. Трехмерная радиационно-газодинамическая модель аэрофизики спускаемых космических аппаратов. В кн.: Актуальные проблемы механики. Физико-химическая механика жидкостей и газов. - М.: Наука. 2010. С. 25–124.
54. Суржиков С.Т. Расчет обтекания модели космического аппарата MSRO с использованием кодов NERAT-2D и NERAT-3D // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Т.9. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-003.pdf>
55. Суржиков С.Т. Трехмерная вычислительная модель аэротермодинамики спускаемых космических аппаратов // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Т.9. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-002.pdf>