

РАДИАЦИОННЫЙ НАГРЕВ ЗАТУПЛЕННОГО ТЕЛА В АТМОСФЕРЕ МАРСА

Д.А. Андриенко

*Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук,
119526, Москва, проспект Вернадского 101-1*

Аннотация

Представлена реализация P_1 -приближения метода сферических гармоник для двумерной осесимметричной геометрии. В качестве расчетных сеток используются неструктурированные треугольные сетки. Производится расчет обтекания сферического тела и тела, лобовая часть которого имеет форму затупленного конуса, гиперзвуковым потоком смеси углекислого газа и азота. Полученное распределение плотности радиационного потока верифицируется при помощи метода дискретных направлений. Обсуждается временная эффективность реализованного приближения.

RADIATION HEATING OF BLUNT CONE BODY IN MARTIAN ATMOSPHERE

D.A. Andrienko

Institute for problems in mechanics RAS, Russia, Moscow, 119526

The P_1 -approximation of Spherical Harmonics Method is used to describe the radiative heating of real-shape bodies in Martian atmosphere. The unstructured triangular meshes and control volume method are used for discretization of the radiative heat transfer equation in two dimensional cylindrical enclosures. The verification of presented program code against the analytical solution for the flat-layer approximation is done. The radiative heating of spherical body and Pathfinder-like cone body in CO_2 - N_2 chemically active mixture is demonstrated. The high-efficiency of developed algorithm is discussed.

1. ВВЕДЕНИЕ

Метод сферических гармоник (МСГ) был предложен в работе [1]. Дальнейшая разработка этого метода отражена в работах [2,3]. В монографии [4] исследованы свойства P_1 -приближения МСГ применительно к одномерной плоскопараллельной геометрии и также для задачи переноса излучения в локально нагретой сферической области для осесимметричной цилиндрической геометрии. Продемонстрирована хорошая точность P_1 -приближения МСГ для умеренно тонких и толстых оптических сред, а также обсуждены проблемы данного приближения для сред с малой оптической плотностью.

P_1 -приближение МСГ является относительно простым методом в смысле компьютерной реализации. Учитывая недостатки данного приближения для газовых сред с малой оптической толщиной и отсутствие теоретического исследования свойств P_1 -приближения для задач радиационного нагрева тел сложной формы в многомерных геометриях, автором данной работы предпринята попытка реализации P_1 -приближения МСГ для задачи обтекания тел сложной формы гиперзвуковым потоком смесью газов, соответствующих атмосфере Марса.

В данной работе исследуется радиационный нагрев поверхности сферического тела и космического аппарата, имеющего форму, подобную космическому аппарату Pathfinder [5,6,19-21], а также одного из возможных вариантов на запуск в миссии EXOMARS [7].

Во втором пункте данной работы введена система уравнений, описывающая газодинамические поля в решаемой задаче, а также уравнение переноса излучения, описывающее спектральный радиационный нагрев поверхности исследуемых тел.

В третьем пункте работы рассказано о численной реализации P_1 -приближения МСГ для неструктурированных расчетных сеток.

В четвертом пункте будут продемонстрированы результаты расчеты спектрального потока к поверхности тел различной конфигурации. Также в этом пункте обсуждаются возможности оптимизации работы программного кода для среды, оптические свойства которой имеют явно выраженные полосы поглощения.

2. СИСТЕМА УРАВНЕНИЙ

2.1. Газодинамика

Газодинамическая система уравнений решается с помощью программного кода NERAT-2D, разработанного Суржиковым С.Т. [8,19-21].

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} - \operatorname{div}(\rho V) = 0, \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho u}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho u V) = & -\frac{\partial p}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial x}(\mu \operatorname{div} V) + \\ & + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[r \mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial r} \right) \right] + 2 \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right), \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho v}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho v V) = & -\frac{\partial p}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial r}(\mu \operatorname{div} V) + \\ & + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + 2 \frac{\partial}{\partial r} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial r} \right) + 2 \mu \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{v}{r} \right), \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} + \rho c_p V \operatorname{grad} T = & \operatorname{div}(\lambda \operatorname{grad} T) + \frac{\partial p}{\partial t} + \\ & + V \operatorname{grad} p + \Phi_\mu + Q_{vib} + \\ & + \sum_{i=1}^{N_s} \rho c_{p,i} D_i (\operatorname{grad} Y_i \cdot \operatorname{grad} T) - \operatorname{div} q_R - \sum_{i=1}^{N_s} h_i \dot{\omega}_i, \end{aligned} \quad (4)$$

$$\frac{\partial \rho_i}{\partial t} + \text{div} \rho_i V = -\text{div} J_i + \dot{w}_i, \quad i = 1, 2, \dots, N_s, \quad (5)$$

$$\frac{\partial \rho e_{v,m}}{\partial t} + \text{div}(\rho V e_{v,m}) = \dot{e}_{v,m} \quad (6)$$

2.2. Радиационный перенос

Уравнение переноса излучения в P₁-приближении МСГ формулируется следующим образом:

$$\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{r}{3\kappa_v} \frac{\partial U_v}{\partial r} \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{1}{3\kappa_v} \frac{\partial U_v}{\partial x} \right) + \kappa_v U_v = \kappa_v U_{b,v} \quad (7)$$

Более подробно о выводе данного уравнения написано в [4]. Здесь лишь остановимся на том факте, что P₁-приближение МСГ представляет собой систему из трех уравнений, сводящуюся к одному уравнению.

3. ЧИСЛЕННЫЙ МЕТОД

3.1. Дискретизация уравнения переноса

Уравнение (7) интегрируется по элементарному объему, представляющему собой объем треугольной ячейки (для двумерной геометрии речь идет об интегрировании по площади контрольного объема). Дискретная запись Ур. (1) имеет вид

$$\bar{Q}_{AB} + \bar{Q}_{BC} + \bar{Q}_{CA} = \int_V \kappa_v (U_{b,v} - U_v) dV$$

Для нахождения полного потока через грани контрольного объема используется процедура вычисления градиента скалярного поля объемной плотности излучения.

Искомый градиент восстанавливается исходя из значения объемной плотности энергии излучения в центрах соседних граней с помощью метода наименьших квадратов. Подробнее об этой процедуре написано в [9,10]. Предложенная процедура тестировалась сравнением с другими подходами [4,18].

3.2. Граничные условия

Два типа граничных условий используются для представленного типа геометрии. На оси симметрии граничное условие записывается в виде

$$\partial U / \partial y = 0$$

Вдоль поверхности тела и на внешней границе расчетной области используется граничное условие, сформулированное Маршаком Р.Е [11]:

$$\frac{\partial U_v}{\partial \bar{n}} = -\frac{3}{2} \kappa_v U_v$$

3.3. Расчетная сетка

Для генерации расчетных сеток были использованы подходы работ [22-25].

В данной работе использовалась неструктурированная треугольная сетка с 21528 элементами для описания течения вокруг сферического тела. Данная сетка изображена на рис. 1.

Сетка аналогичной топологии использовалась и для расчета обтекания вокруг тела формы Pathfinder.

Данная сетка изображена на рис. 2, количество элементов – 13578.

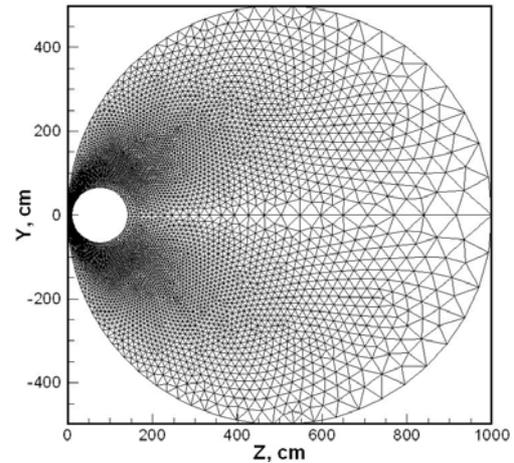


Рис. 1. Расчетная сетка вокруг сферического тела

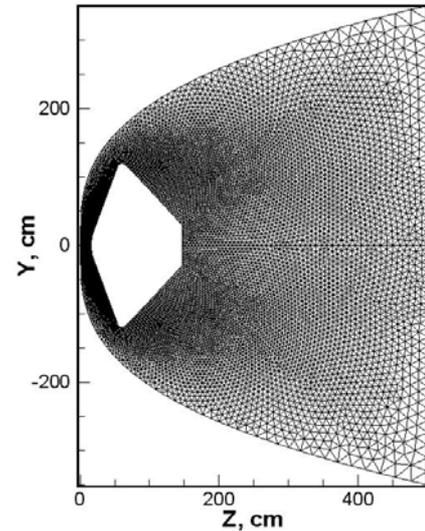


Рис. 2. Расчетная сетка вокруг конусообразного тела

3.4. Начальные условия

Газодинамическая система уравнений (1)–(6) и (7), описывающее перенос излучения, решается в данной задаче в несвязанной постановке: радиационные характеристики налетающего потока вычисляются при “замороженном” поле температуры, давления и концентрации компонентов. Предположение о том, что влияние радиационных процессов можно не учитывать при решении системы газодинамических уравнений, основано на малости числа Гуларда [12]. В данной задаче $\Gamma \approx 10^{-4}$. Учет радиационно-газодинамического связывания стоит осуществлять при $\Gamma \geq 10^{-2}$.

Параметры налетающего невозбужденного потока следующие: для сферического тела: $P_\infty = 2.462 \times 10^0$ эрг/см³, $\rho_\infty = 1.01 \times 10^{-8}$ г/см³, $T_\infty = 129$ К, $V_\infty = 7.49 \times 10^5$ см/с. Эти параметры соответствуют 42ой секунде полета Pathfinder. Параметры налетающего потока для тела формы EXOMARS следующие: $P_\infty = 3.528 \times 10^2$ эрг/см³, $\rho_\infty = 1.186 \times 10^{-6}$ г/см³, $T_\infty = 155.3$ К, $V_\infty = 3.842 \times 10^5$ см/с.

Температурное поле, использованное в расчетах радиационного нагрева сферического тела, показано на рис. 3. Температурное поле и поле давления, использованное для расчета радиационного нагрева конусообразного тела изображены на рис. 4 и 5. Концентрации компонент, использованные для вычисления оптических свойств налетающего газового потока изображены на рис. 6–9.

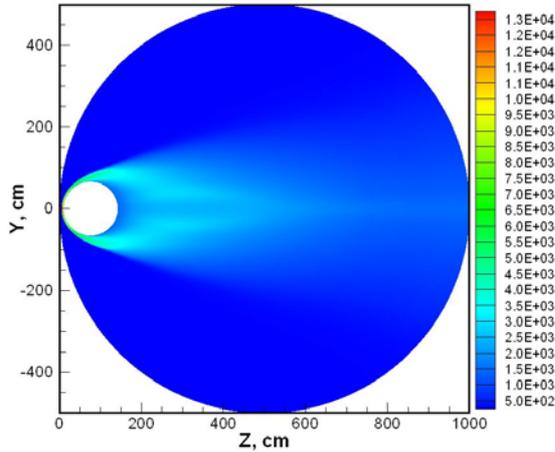


Рис. 3. Температурное поле

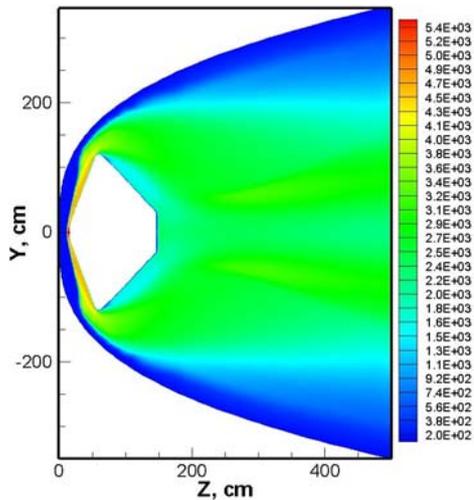


Рис. 4. Температурное поле

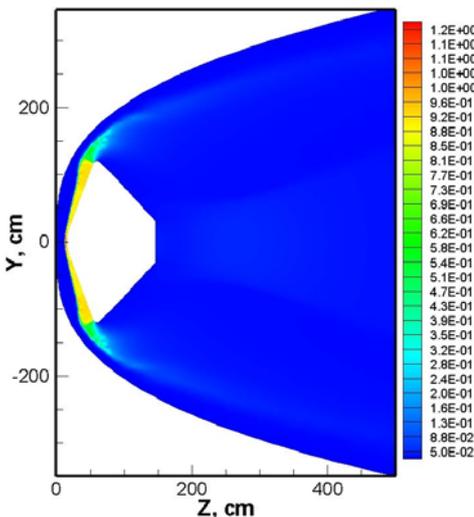


Рис. 5. Поле давления, P/P_∞

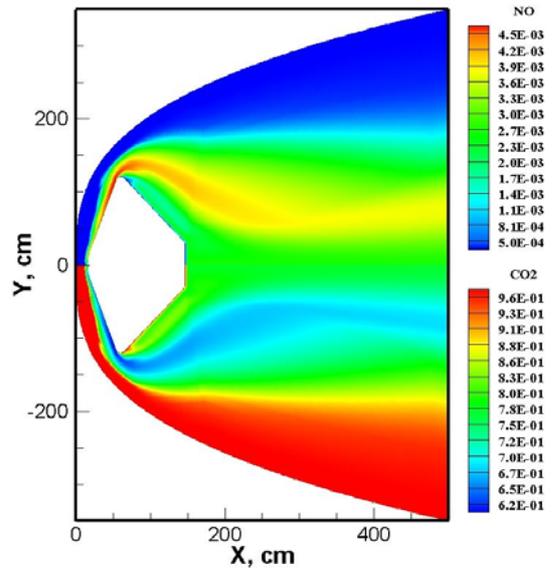


Рис. 6. Массовые доли NO и CO₂

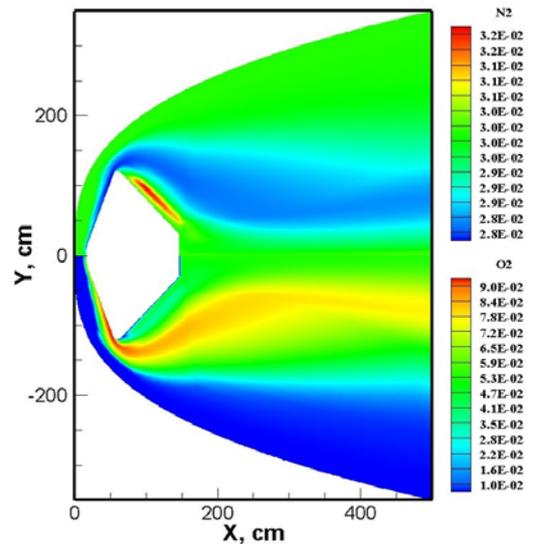


Рис. 7. Массовые доли N₂ и O₂

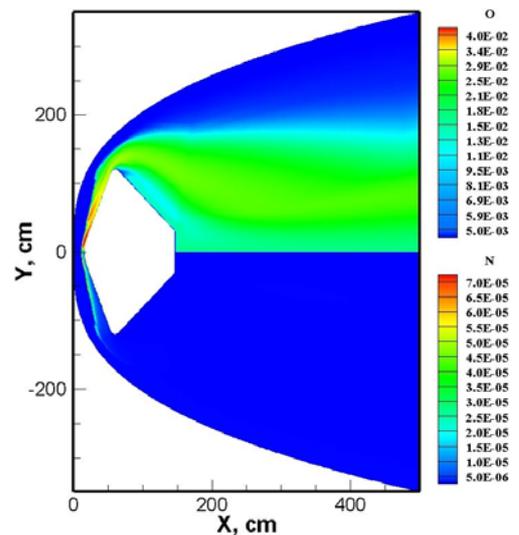


Рис. 8. Массовые доли O и N

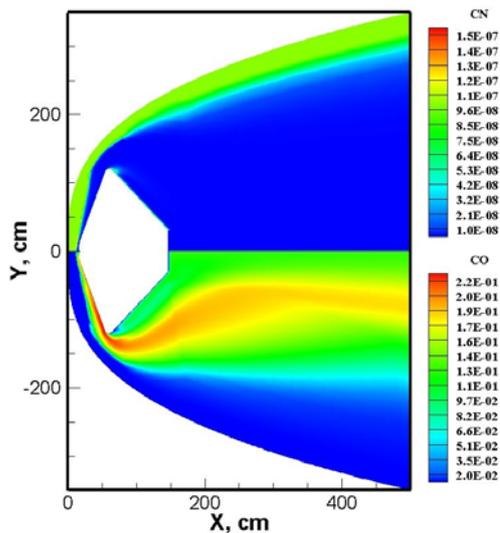


Рис. 9. Массовые доли CN и CO

4. РЕЗУЛЬТАТЫ

4.1. Плоский слой

Данный тип геометрии был использован для верификации представленной реализации P_1 -приближения МСГ, поскольку уравнение переноса излучения для одномерной геометрии имеет точное аналитическое решение, выражающееся в интегро-экспоненциальных функциях [13].

Распределение плотности потока в плоском слое задавалась аналитической формулой, которая представлена в [4]. Температура линейно возрастала вдоль поперечной координаты плоского слоя от значения 10^3 К до 10^4 К.

Плотность потока излучения рассчитывалась для двух значений постоянного по пространству коэффициента поглощения: 10 см^{-1} и 10^{-2} см^{-1} . Геометрическая толщина плоского слоя составляла 1 см, таким образом оптическая толщина в этих двух расчетных случаях составила 10 и 10^{-2} соответственно.

На рис. 10. приведена плотность потока излучения, соответствующая оптической толщине $\tau = 10$. Сплошная кривая представляет собой аналитическое решение, пунктирная кривая – решение, соответствующее P_1 -приближению. На рис. 11. приведена плотность потока излучения, соответствующая оптической толщине $\tau = 10^{-2}$. Сплошная кривая представляет собой аналитическое решение, пунктирная кривая – решение, соответствующее P_1 -приближению.

Как видно из рис. 10 и 11, для существенно прозрачной и непрозрачной среды наблюдается хорошее согласование P_1 -приближения с аналитическим решением. Необходимо отметить факт увеличения потребляемого компьютерного времени при уменьшении оптической толщины слоя. Так, при вычислениях на одной и той же регулярной ортогональной сетке с количеством узлов 100×500 необходимая сходимость итерационного процесса для $\tau = 10^{-2}$ достигается в 11 раз медленнее, чем для $\tau = 10$. Это объясняется увеличением коэффициента диффузии излучения и, как следствие, уменьшением возможного шага по времени в процессе установления решения.

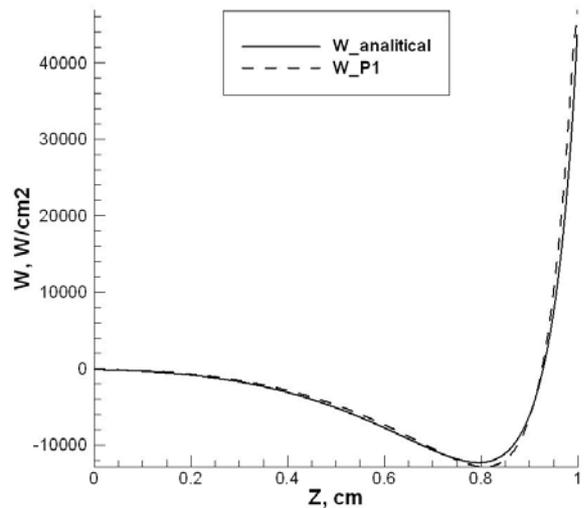


Рис. 10. Плотность потока излучения, $\tau = 10$

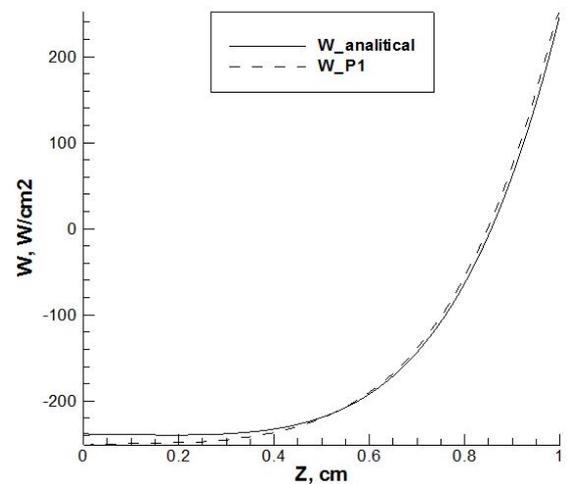


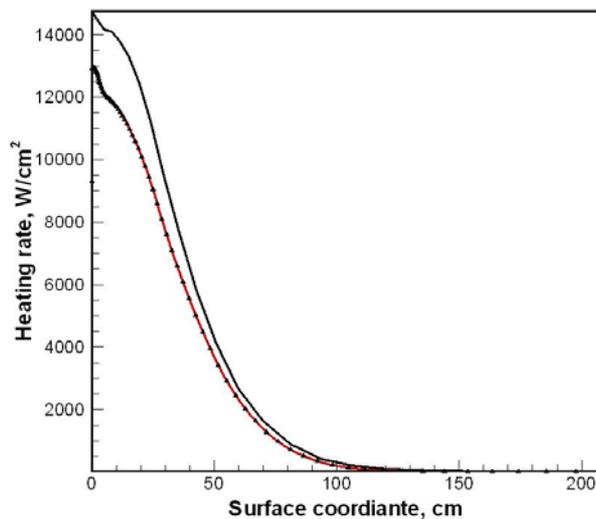
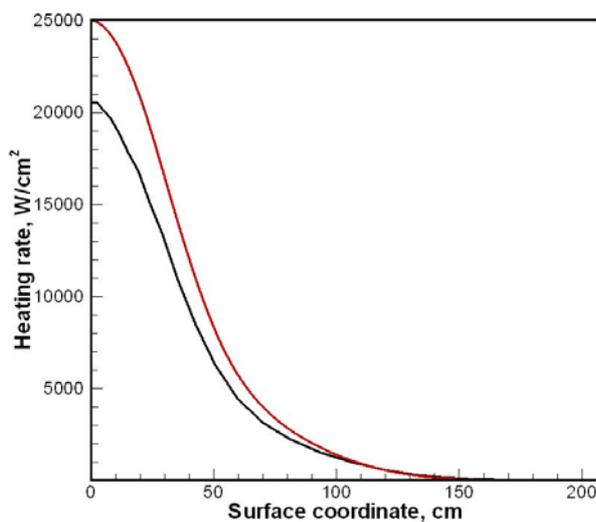
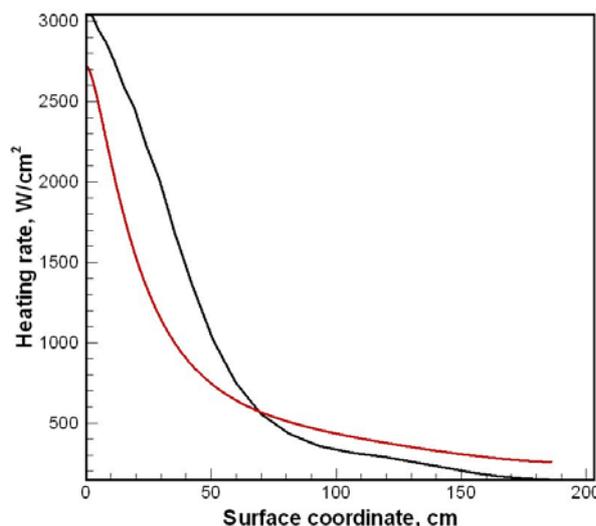
Рис. 11. Плотность потока излучения, $\tau = 10^{-2}$

4.2. Сферическое тело

Следующим этапом тестирования кода является расчет переноса излучения к поверхности сферического тела. В данной геометрии приближение плоского слоя работает некорректно, особенно в дальней области отхода ударной волны и в хвостовой части, поэтому для сравнения получаемых результатов используется метод дискретных направлений, конкретная реализация которого разработана Суржиковым С.Т. в лаборатории РадГД ИПМех РАН [14].

Расчет обтекания сферического тела производился в предположении постоянства коэффициента поглощения среды по пространству и частоте. Проведены расчеты для трех значений коэффициентов поглощения: 1 см^{-1} , 10^{-1} см^{-1} и 10^{-2} см^{-1} . На рис. 12–14 представлены графики распределения плотности радиационного излучения потока вдоль всей поверхности сферического тела.

Из рис. 12–14 следует возрастание разницы в предсказании плотности потока излучения, как и для оптически плотной, так и для прозрачной среды. Данный факт можно отнести к сильной пространственной неоднородности температурного поля, используемого в расчете. Этот факт приобретает большее значение при уменьшении серого коэффициента поглощения.

Рис. 12. Плотность потока, $\kappa = 1 \text{ cm}^{-1}$ Рис. 13. Плотность потока, $\kappa = 10^{-1} \text{ cm}^{-1}$ Рис. 14. Плотность потока, $\kappa = 10^{-2} \text{ cm}^{-1}$

Учитывая то, что ударная волна, толщиной 0.5 см отстоит от поверхности тела на расстоянии 3 см в окрестности передней критической точки, можно провести оценку влияния неоднородности температурного поля, создаваемого ударной волной на точность предсказания потока.

При значении коэффициента поглощения 1 cm^{-1} оптическая толщина слоя между ударной волной и поверхностью аппарата равняется 3, и излучение, испускаемое ударной волной, ослабляется в e^3 раз на пути к поверхности тела, что существенно не влияет на результирующую величину потока. В этом случае плотность потока определяется тонким пристеночным слоем, распределение температуры в котором можно считать однородным с хорошей точностью.

При малом значении коэффициента поглощения (10^{-2} cm^{-1}) излучение от ударной волны ослабляется несущественно, и величина результирующего потока почти полностью определяется излучением ударной волны. В этом случае сильная неоднородность температурного поля отрицательно сказывается на точности P_1 -приближения.

4.3. Тело формы Pathfinder

Расчет затупленного тела, имеющего форму, подобную аппарату Pathfinder проводился с целью предсказания радиационных потоков вдоль всей поверхности аппарата, а также выяснения особенностей реализации P_1 -приближения для спектральных задач.

Химическая модель среды описывается десятью компонентами C, O, CO₂, CO, O₂, NO, N₂, CN, N, C₂. Расчет концентраций компонент произведен с помощью программы NERAT-2D [8].

Для учета спектральных свойств среды используется многогрупповая спектральная модель, включающая в себя процедуру осреднения коэффициента по спектральным группам.

Расчет оптических свойств среды производился с помощью программы ASTEROID, разработанной Суржиковым С.Т. в лаборатории РадГД Импех РАН.

Для ускорения сходимости итерационного процесса была применена методика локально шага по времени для каждой ячейки сетки. Данный способ позволяет ускорить вычисления в $10 \div 20$ раз.

Опираясь на кумулятивную функцию радиационных потоков, построенную для данных начальных условия с помощью МДН, можно сделать вывод, что спектральные группы с маленьким коэффициентом поглощения дают существенно меньший вклад в интегральную плотность потока излучения, поэтому спектральный расчет для данной геометрии было решено произвести несколькими способами, каждый раз учитывая группы с меньшим коэффициентом поглощения. Так, был произведен расчет, принимающий во внимание спектральные группы с коэффициентом поглощения не меньше $10^{-1}, 10^{-2}$ и 10^{-3} cm^{-1} .

На рис. 15 показана плотность интегрального потока. Сплошная кривая – МДН, учтены все спектральные группы. Кресты – учтены спектральные группы с поглощением не меньше 10^{-3} cm^{-1} . Треугольники – учтены спектральные группы с поглощением не меньше 10^{-2} cm^{-1} , пунктирная кривая – учтены спектральные группы с поглощением не меньше 10^{-1} cm^{-1} .

Как видно из рис. 15, при увеличении количества групп, принимаемых в расчет, возрастает плотность потока излучения в каждой точке поверхности тела. Также, с увеличением подробности групповой модели наблюдается лучшее согласование P_1 -приближения МСГ и МДН для лобовой критической точки и кромки

тела. Наблюдается физическое увеличение плотности радиационного потока вдоль передней поверхности тела. Данный факт имеет геометрическую интерпретацию и связан с отходом головной ударной волны и значительным объемом излучающего газа в окрестности кромки космического аппарата при температуре, несущественно отличающейся от температуры в передней лобовой точке (рис. 4). Данный факт был отмечен в работе Головачева Ю.П. [15].

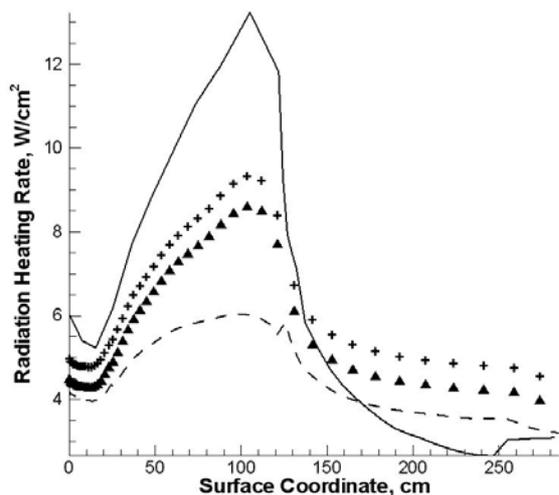


Рис. 15. Интегральная плотность потока, Вт/см²

Для задней поверхности аппарата наблюдается ухудшение точности предсказания результатов. Это связано с существенно оптически прозрачными слоями в подветренной части тела: для данной расчетной области сказывается физическая погрешность P_1 -приближения МСГ. Кроме того, наличие оптически тонких слоев затрудняет сходимость процесса. Решение для лобовой поверхности и кромки аппарата сходится гораздо быстрее, чем для хвостовой части.

С учетом большего количества спектральных групп падает временная эффективность метода сферических гармоник. Так, расчет, принимающий во внимание спектральные группы с поглощением не меньше 10^{-1} см⁻¹ занимает порядка 20 мин., расчет, принимающий во внимание спектральные группы с поглощением не меньше 10^{-2} см⁻¹ занимает порядка 60 мин., расчет, принимающий во внимание спектральные группы с поглощением не меньше 10^{-3} см⁻¹ занимает порядка нескольких часов.

Временная эффективность метода в данной работе повышена с помощью многопроцессорных ЭВМ. Для реализации технологии параллельного программирования была применена сборка библиотек MPI MPICH2 [16].

Используя алгоритм распараллеливания задачи по спектральным группам, на практике можно добиться практически n -кратного ускорения при использовании n вычислительных узлов, поскольку отдельные спектральные группы могут рассчитываться независимо друг от друга, и обмен между вычислительными узлами необходим только при выводе результатов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

P_1 -приближение метода сферических гармоник успешно реализовано для нахождения радиационных характеристик налетающего гиперзвукового потока смеси газов CO₂ и N₂. Для численной реализации приближения был использован метод контрольного объема на неструктурированных треугольных сетках. Разработанный код способен вызывать процедуру расчета оптических свойств ASTEROID, а также работать с газодинамическими данными, рассчитываемыми программой NERAT-2D.

Представленная реализация P_1 -приближения МСГ является высокоэффективным способом расчета спектрального и интегрального потока к поверхности космического и летательного аппарата сложной формы.

Данный код может быть использован для создания комплексных программных кодов, учитывающих влияние радиационных процессов на характер поля течения во всей области возмущенного потока.

В данной работе продемонстрировано слабое влияние оптически прозрачных спектральных групп на величину интегрально радиационного потока к поверхности аппарата. Этот факт позволил реализовать в данном программном коде ускоренный способ расчета радиационных характеристик, основанный на учете спектральных групп, обладающих существенным коэффициентом поглощения. Показана сходимость величины интегрального радиационного потока при вовлечении в расчет большего количества спектральных групп. Полученные расчетные данные позволяют также повысить эффективность решения задач

Реализовано эффективное применение многопроцессорных ЭВМ для ускорения расчета радиационных характеристик. Полученные расчетные данные позволяют также повысить эффективность решения других задач аэрофизики [17].

БЛАГОДАРНОСТИ

Работа выполнена при поддержке Российской Академии Наук, грантами РФФИ 10-01-00544-а, 09-08-00272-а, Российско – Итальянским соглашением CNR – RAS. Работа выполнена в рамках программы «European Community's Seventh Framework Programme» (FP7/2009-2013), соглашение о гранте № 242311. Автор благодарит фонд некоммерческих программ Дмитрия Зимина «Династия».

СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ

- t — время, с;
- ρ — плотность, кг/м³;
- V — скорость, м/с;
- p — давление, Па;
- c_p — удельная теплоемкость при постоянном давлении, Дж/К;
- u, v — x и r проекции скорости,
- λ — удельная теплопроводность, Вт/м К;
- D — коэффициент диффузии, см⁻¹;
- T — температура, К;
- μ — динамическая вязкость, кг/м с;
- Y_i — массовая доля i -й компоненты смеси;
- $\dot{e}_{v,m}$ — удельная скорость изменения m -й колебательной моды,

J_i — плотность диффузионного потока i -й компоненты, моль/с м²;
 q_R — плотность радиационного потока, Вт/см²;
 Q_{vib} — объемная мощность тепловыделения колебательных процессов, Дж/см³;
 \dot{w}_i — массовая скорость превращения i -й компоненты смеси;
 Φ_μ — объемная мощность тепловыделения химических реакций, Дж/см³;
 N_s — общее количество компонент смеси;
 U — объемная плотность энергии излучения, Дж/м³;
 κ — объемный коэффициент поглощения излучения, см⁻¹;

Индексы:

i — номер компонента смеси;
 m — номер моды;
 ∞ — невозмущенный поток;
 ν — спектральный индекс;
 b — черное тело;

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Jeans, J.H., "The equation of Radiative Transfer Energy", Monthly Notices Roy. Astron. Soc., Vol.78, 1917, Pp.28–36.
2. Дэвидсон Б. Теория переноса нейтронов. М.: Атомиздат. 1960. 520 с.
3. Марчук Г.И., Лебедев В.И. Численные методы в теории переноса нейтронов. М.: Атомиздат. 1981. 496 с.
4. Суржиков С.Т. Тепловое излучение газов и плазмы. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2004. 544 с.
5. Milos, F.S., Chen, Y.K., Gongdon W.M. et al. "Mars Pathfinder entry temperature data, aerothermal heating and heat-shield material response," Journal of Spacecrafts and Rockets, Vol. 36, 1999, No. 3, Pp. 380–391.
6. Gupta, R.N., Lee, K.P., "An aerothermal study of Mesur Pathfinder Aeroshell," 6th AIAA and ASME, Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, 20-23 June 1994, AIAA 94-2025.
7. Verant, J.-L., Spel, M., Bonnal, B., "EXOMARS Capsule Aerodynamics Analysis," 10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, Chicago, IL, AIAA 2010-4646.
8. Surzhikov, S.T., "Radiative-gasdynamics model of a Martian descent space vehicle," 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2004, AIAA 2004-1355.
9. Olliver-Gooch, C.F. and Van Altena M. "A High-order-accurate unstructured mesh Finite-volume for the Advection-Diffusion Equation", Journal of Computational Physics, Vol. 181, 2002, No. 2, Pp. 729–752.
10. Barth, T.J., Aspects of unstructured grids and finite-volume solvers for the Euler and Navier–Stokes equations, in Unstructured Grid Methods for Advection-Dominated Flows, Nevilly sur France, 1992, Pp. 1–61.
11. Marshak, R.E., "Note on the Spherical Harmonics method as Applied to the Milne problem for a sphere," Physical Review, 1947, Vol. 71, No. 7, Pp. 443–446.
12. Goulard, R., "The Coupling of Radiation and Convection in Detached Shock Layers", Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Heat Transfer, Vol.1., 1961, Pp.249–257.
13. Чандрасекхар С. Перенос лучистой энергии. М.: Изд-во иностранной литературы. 1953. 432с.
14. Surzhikov, S.T., "Computing systems for mathematical simulation of selective radiation transfer", 34th Thermophysics Conference, 19-22 June, 2000/ Denver, CO, AIAA 2000-2369.
15. Golovachev, Yu.P. and Popov, F.D., "Flow over blunt cones during entry into an atmosphere of carbon dioxide and nitrogen," Fluid Dynamics, Vol. 10, 1975, No. 2, Pp. 347–350.
16. Реализация MPI MPICH2, разработанная Арагонской нац. лабораторией, <http://www.mcs.anl.gov/research/projects/mpich2/about/index.php?s=about>
17. Shang, J., Kimmel, R.L., Menart, J., Surzhikov, S.T. Hypersonic Flow Control Using Surface Plasma Actuator. Journal of Propulsion and Power. 2008. Vol.24. No.5. Pp.923–934.
18. Surzhikov, S.T., Howell, J.R. Monte-Carlo simulation of radiation in scattering volumes with line structure. Journal of Thermophysics and Heat Transfer. 1998. Vol.12. No.2. С.278–281.
19. Surzhikov, S.T. Radiative-convective heat transfer of a spherically shaped space vehicle in carbon dioxide. High Temperature. 2011. Vol.49. No.1. Pp.92–107.
20. 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>
21. 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>
22. Кузенов В.В. Использование регулярных адаптивных сеток для анализа импульсных сверхзвуковых струй плазмы// Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2008. Т. 7. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2008-09-01-016.pdf>
23. Котов М.А., Кузенов В.В. Создание сложных поверхностей гиперзвуковых летательных аппаратов системами САПР// Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Т. 9. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-039.pdf>
24. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Поле течения около космического аппарата Fire II под углом атаки// Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Т.9. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-020.pdf>
25. Железнякова А.Л., Кузенов В.В., Петрусев А.С., Суржиков С.Т. Расчет аэротермодинамики двух типов моделей спускаемых космических аппаратов // Физико-химическая кинетика в газовой динамике, 2010. Т.9. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-025.pdf>