

УДК 533.49

К. А. Прутько

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения

Моделирование излучения высокотемпературного воздуха при входе спускаемых аппаратов со второй космической скоростью

При анализе теплообмена спускаемых аппаратов (СА), входящих со второй космической скоростью в атмосферу Земли, после планируемых экспедиций к Луне или Марсу наибольшие трудности возникают при выборе радиационной модели, которая должна учитывать как газодинамические особенности течения (ударные волны, пограничный слой), так и наличие областей с сильно неравновесными параметрами и различными оптическими толщинами. При высоких температурах газа в ударном слое ($T \geq 9500$ К), отвечающих скоростям $V = 10\text{--}12$ км/с, в его основной части преобладают атомарные компоненты, которые и определяют излучательную способность газа. Основными процессами, дающими наибольший вклад в лучистый поток к поверхности СА, в этом случае являются: фоторекомбинация и тормозное излучение (сплошной спектр), линейчатое излучение атомов. В настоящей работе дается анализ границ применимости равновесной модели излучения для СА больших размеров и предложена методика расчета интенсивности и переноса излучения высокотемпературного воздуха, обусловленного атомарными компонентами.

Ключевые слова: спускаемый аппарат, лучистый тепловой поток, излучение атомов, ударный слой.

1. Области течения газа в ударном слое

При входе СА в атмосферу Земли со второй космической скоростью характерное распределение параметров в ударном слое в окрестности критической точки СА имеет вид, показанный на рис. 1. Данный рисунок взят из [1]. Приведенные на нем данные получены для американского аппарата Fire-II. Весь ударный слой имеет три области: I – область невязкого течения с постоянными параметрами газа, близкими к равновесию, II – пограничный слой, III – релаксационная зона за головным скачком уплотнения. В рамках одной модели невозможно провести расчеты интенсивности излучения из этих областей. В пограничном слое трудность заключается в наличии продуктов разрушения материала тепловой защиты, а в релаксационной зоне – необходимо учитывать неравновесное протекание физико-химических процессов и излучение молекул.

Соотношение размеров этих областей зависит от внешних параметров, таких как высота и скорость полета, а также от формы и размера СА. В зависимости от того, какое соотношение реализуется при обтекании СА газом, следует выбирать наиболее подходящую модель излучения.

В случае симметричного обтекания (угол атаки $\alpha = 0^\circ$) в окрестности критической точки сегментально-конического тела толщину ударного слоя можно оценить по формуле для сферического затупления [2]:

$$\delta/R = 0.78k,$$

где R – радиус сферического сегмента, k – отношение плотностей при переходе через скачок уплотнения. Согласно [2] при высоких скоростях ударных волн, $V \geq 8$ км/с, для которых соответствует практически полная диссоциация молекул, $k \approx 0.06$. Тогда получаем толщину ударного слоя:

$$\delta = 0.0468R \text{ [м]}.$$

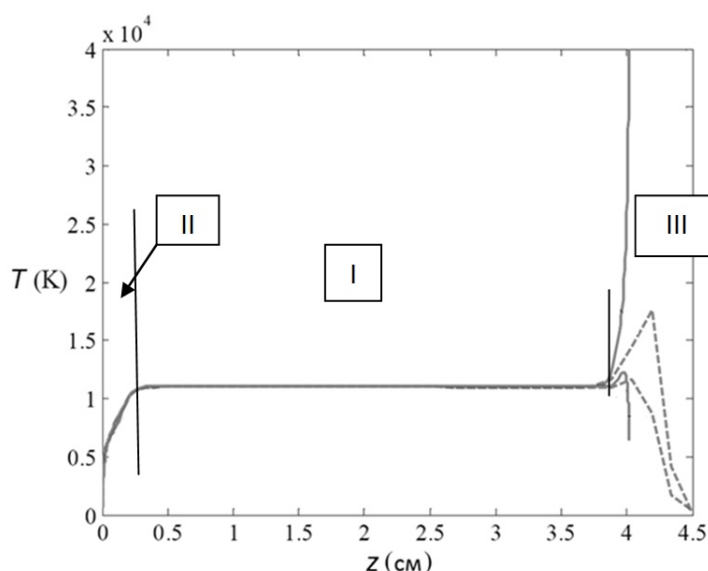


Рис. 1. Распределение параметров в ударном слое около СА (Fire-II) $H = 53$ км, $V = 10.48$ км/с

Ширину зоны релаксации за ударными волнами большой интенсивности ($V \geq 9$ км/с) определяет процесс ионизации атомов [3]. Для данного процесса применимо бинарное подобие, так же как и для процесса диссоциации молекул. Следовательно, за ударными волнами величина $\delta_{\text{хим}} p_{\infty} = \text{const}$. Однако в оптически тонких слоях возможно отклонение от этого закона [4].

Толщину пограничного слоя δ^* в окрестности точки торможения можно определить по формуле $\delta^*/R = A \text{Re}^{-1/2}$ (при числах Маха ~ 35 коэффициент $A \sim 2$).

Зная числа Рейнольдса по всей траектории спуска космического аппарата, получаем толщины пограничного слоя во всех точках траектории.

При вдуве в пограничный слой газообразных продуктов разрушения теплозащитного материала (ТЗМ) его толщина может возрастать. Однако этот эффект незначителен при скоростях входа порядка второй космической. Таким образом, основное влияние на перенос излучения играет изменение состава газа и температуры в пограничном слое.

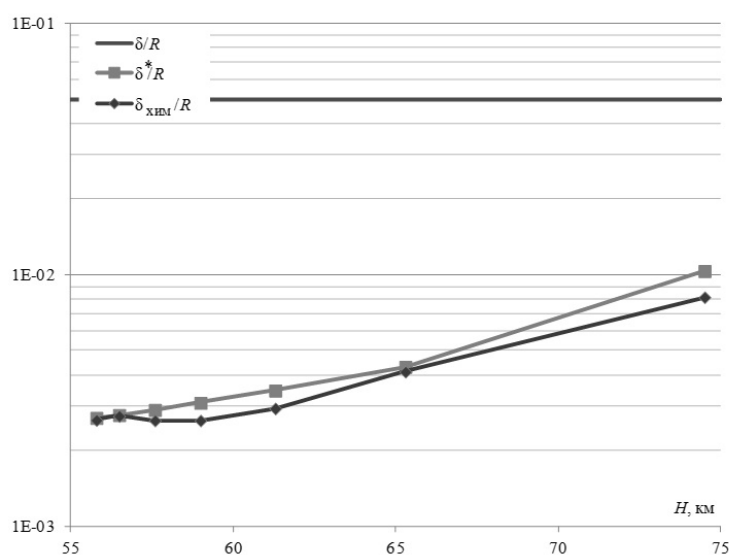


Рис. 2. Изменение толщин ударного и пограничного слоев и релаксационной зоны от высоты полета

На рис. 2 изображено изменение толщин ударного и пограничного слоев и релаксационной зоны для типичной траектории входа большого аппарата типа Orion ($D \approx 5$ м) в об-

ласти максимального теплообмена, которая реализуется при условиях $9.4 < V < 10.6$ км/с и $56 < H < 75$ км.

Из данных, приведенных на рис. 2, следует, что в области максимального теплообмена $\delta^*/R, \delta_{\text{хим}}/R \ll \delta/R$. При этом область I (рис. 1) имеет существенно большую протяженность, чем другие характерные области.

На рис. 3 показано соотношение $p - V$ и $H - V$ для аппарата типа Orion при входе в атмосферу со второй космической скоростью (траектория с аэроторможением). Пунктирной кривой отмечена граница, характеризующая степень диссоциации молекул O_2 и N_2 в ударном слое. Эта кривая строилась с таким условием, чтобы концентрация атомов $C_A \geq 0.95$. Большими точками обозначена область максимального лучистого нагрева. Числа около точек соответствуют высоте полета.

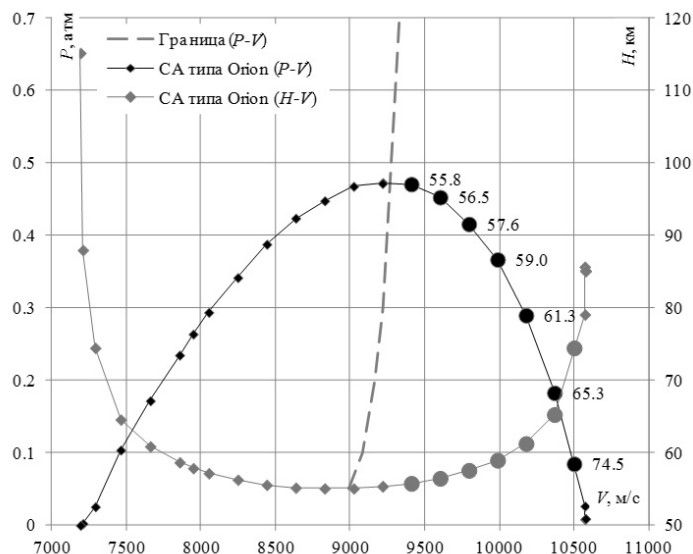


Рис. 3. Соотношение $p - V$ и $H - V$ при входе в атмосферу аппарата типа Orion. ●-●-● — область максимального нагрева

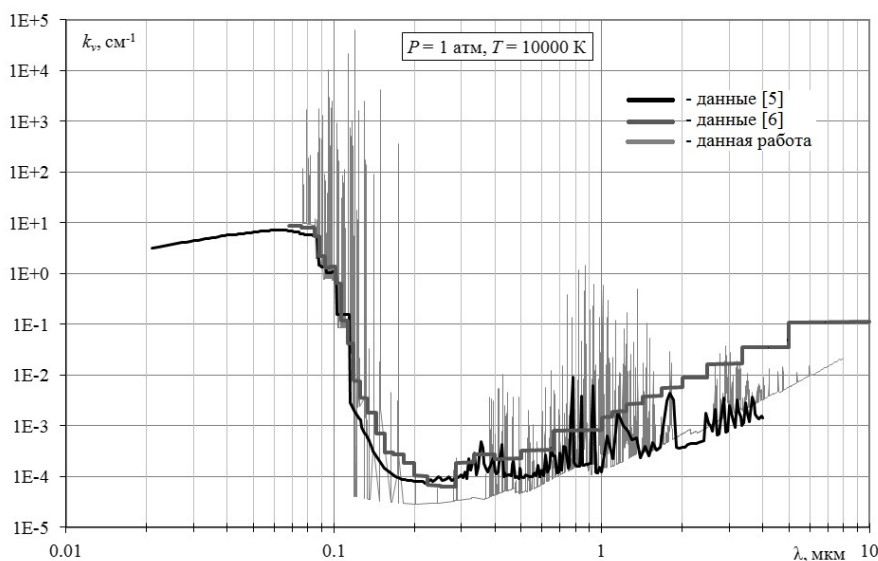


Рис. 4. Зависимость коэффициента поглощения высокотемпературного воздуха от длины волны

Таким образом, можно заключить, что в области максимального лучистого нагрева рассматриваемых СА, в окрестности затупления реализуется режим обтекания, основную часть ударного слоя занимает зона с высокой диссоциацией газа, близкая к равновесию.

Поэтому на участке траектории с максимальными значениями лучистых тепловых потоков можно использовать предложенную выше модель излучения, не учитывающую вклад молекулярных компонент. Рассчитанные по данной модели коэффициенты поглощения воздуха приведены на рис. 4 и сравниваются с расчетами, проведенными в других работах.

2. Валидация методики расчета излучения

Чтобы проверить, насколько верно физическая модель радиационных процессов описывает действительные процессы, протекающие в ударном слое при входе аппаратов в атмосферу, и для определения границ её применимости необходимо сравнить результаты, проведенные по данной модели, с результатами летных экспериментов. В данной работе результаты расчетов сравнивались с результатами летных экспериментов, полученных на аппарате Аполлон-4 [7].

На рис. 5 показана зависимость интенсивности излучения в спектральном диапазоне радиометра (0.2–6 эВ длины волн $\lambda = 0.2\text{--}6$ мкм) в окрестности критической точки (место расположения радиометра на СА) по траектории. Сплошными черными линиями отмечен разброс показаний радиометра, круглыми метками показаны результаты, полученные в [7], треугольниками – результаты расчетов [1], крестами – результаты данной работы. Результаты расчетов [1] были произведены с учетом излучения в линиях, а также была учтена потеря энергии газом за счет излучения.

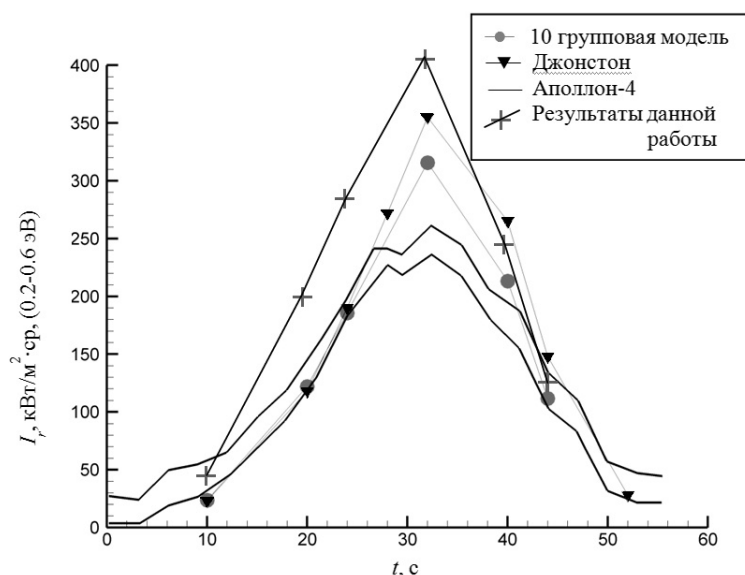


Рис. 5. Сравнение рассчитанной и измеренной интенсивности излучения в диапазоне $\lambda = 0.2\text{--}6$ мкм

Результаты, полученные с использованием предложенной модели, несколько превышают расчетные значения, полученные в [1] и [7], и экспериментальные данные. Однако в этой области возможно экранирование излучения ударного слоя продуктами разрушения ТЗМ, что приводит к занижению показаний радиометра.

Таким образом, предложенная упрощенная модель излучения высокотемпературного воздуха, не учитывающая молекулярное излучение в области максимального лучистого теплообмена, достаточно хорошо согласуется с данными летных экспериментов и результатами расчетов по 10-групповой модели коэффициента поглощения с использованием данных [5] и результатами расчетов Джонстона [1], учитывающего излучения атомов.

3. Выводы

1. При расчете лучистого теплообмена СА больших размеров, входящих в атмосферу со второй космической скоростью, основной вклад в лучистый поток в области его макси-

мальных значений дают процессы, связанные с излучением атомов. Вклад молекулярного излучения из зоны релаксации незначителен.

2. Тестирование проводилось путем сравнения результатов, полученных по разработанной модели, с расчетами других авторов и с измерениями интенсивности излучения, проведенными в летных экспериментах на СА Аполлон-4. Проведенный расчет по данной модели дает некоторое превышение над этими данными. Меньшую интенсивность излучения, полученную измерительным прибором, можно объяснить экранированием излучения ударного слоя продуктами разрушения ТЗМ. Этот вопрос требует более детального изучения. В целом согласие результатов достаточно хорошее.

3. При неполной диссоциации газа предложенная модель может быть включена в более полную модель, учитывающую другие источники излучения.

Литература

1. *Johnston C.O.* Nonequilibrium Shock-Layer Radiative Heating for Earth and Titan Entry: dissertation Ph. D. — Blacksburg, Virginia, 2006.
2. Конвективный теплообмен изделий РКТ. Руководство для конструкторов / под ред. Б.А. Землянского — Королев, 2010.
3. *Агафонов В.П., Вертушкин В.К., Гладков А.А., Полянский О.Ю.* Неравновесные физико-химические процессы в аэродинамике. — М. : Машиностроение, 1972. — С. 344.
4. *Залогин Г.Н., Лунев В.В., Пластинин Ю.А.* Ионизация и неравновесное излучение воздуха за сильными ударными волнами // Изв. АН СССР, МЖГ. — 1980. — № 1. — С. 105–112.
5. *Каменщиков В.А., Пластинин Ю.А., Николаев В.М., Новицкий Л.А.* Радиационные свойства газов при высоких температурах. — М. : Машиностроение, 1971.
6. *Суржиков С.Т.* Оптические свойства газов и плазмы. — М. : МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. — С. 576.
7. *Власов В.И., Залогин Г.Н., Лунев В.В., Чураков Д.А.* Лучисто-конвективный теплообмен спускаемых аппаратов. — www.chemphys/pdf/2012-02-16-001.pdf.

Поступила в редакцию 12.12.2012.