

ИНДЕКС УДК 533:49

ЛУЧИСТО-КОНВЕКТИВНЫЙ ТЕПЛООБМЕН СПУСКАЕМОГО АППАРАТА С РАЗРУШАЕМОЙ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТОЙ

Власов В.И., Залогин Г.Н., Ковалев Р.В., Чураков Д.А.

ЦНИИ машиностроения, г.Королёв, Московская область

[E-mail: zalogin_gn@mail.ru](mailto:zalogin_gn@mail.ru)

Аннотация

На проектируемых в настоящее время спускаемых аппаратах (СА) космических транспортных средствах нового поколения больших размеров (диаметр лобового щита $D \sim 5$ м), при входе в атмосферу со второй космической скоростью ($V \sim 11.6$ км/с) после лунных, а позднее и марсианских экспедиций, предполагается использовать уносимый теплозащитный материал. В этом случае для некоторых теплозащитных материалов реализуется режим течения с сильным вдувом газообразных продуктов термохимического разрушения (безразмерный параметр вдува > 2). На таких режимах течения имеется сильная связь между рассчитываемыми величинами конвективного и лучистого тепловых потоков и уноса массы с поверхности аппарата. При наличии лучистой составляющей теплового потока и сильном вдуве задача теплообмена становится не локальной, что связано с влиянием на параметры пограничного слоя в данной точке поверхности, массы вдуваемого газа, поступающего в пограничный слой из областей, расположенных выше по потоку (эффект «завесы»). Раздельное определение теплообмена с помощью поправок, учитывающих уменьшение конвективного теплового потока и экранировку лучистого потока, и уноса массы становится неправомерным. Это приводит к необходимости решения сопряженной задачи тепломассообмена. В статье на основе решения сопряженной задачи рассмотрены особенности лучисто-конвективного теплообмена СА сегментально-конической формы с уносимой тепловой защитой при их входе в атмосферу Земли со второй космической скоростью. Для определения параметров в ударном слое и на поверхности решаются уравнения Навье-Стокса для равновесно диссоциированного воздуха с учетом вдува продуктов разрушения тепловой защиты и переноса излучения. Состав и свойства вдуваемых газов приняты такими же, как у воздуха.

RADIATIVE-CONVECTIVE HEAT TRANSFER OF REENTRY VEHICLE WITH ABLATIVE HEAT SHIELD

Ablative heat shield is supposed to be used for the reentry vehicles of next generation spacecrafts under design nowadays. These vehicles will have larger sizes (front shield diameter $D \sim 5$ m) and superorbital entering velocity ($V \sim 11.6$ km/s) after lunar and, further, martian missions. In this case for some thermal protection materials the flow regime with massive blowing (nondimensional blow parameter > 2) will occur. For these flow regimes a strong coupling exists between calculated values of convective and radiative heat fluxes and a gas mass blown from the vehicle surface. If radiative component of heat flux coexists with the blowing the surface heat transfer problem appears to be non-local because of influence of ablation gases blown upstream on the downstream boundary layer parameters (screening effect). In this case determination of heat transfer using separate (uncoupled) specification of corrections for convective heat flux reduction and shielding of the radiative heat flux due to blowing turns to be inappropriate. This leads to a necessity for solution of coupled heat transfer problem. This paper deals with the peculiarities of radiative-convective heat transfer of the capsule-shaped vehicle with ablative heat shield entering Earth atmosphere with superorbital velocity considered on the basis of solution of coupled problem. Shock layer and surface parameters are specified using Navier-Stokes equations for equilibrium air with account for blowing of TPS ablation products and radiation transport. Blowing gases composition and properties was accepted to be the same as for air.

1 Предварительное рассмотрение

На разрабатываемых в настоящее время спускаемых аппаратах (СА), входящих в атмосферу Земли после лунных, а в дальнейшем и марсианских экспедиций, со второй космической скоростью в качестве тепловой защиты лобового щита предполагается использовать уносимый материал. К таким СА относятся ORION и DRAGON (США) и перспективный транспортный корабль нового поколения (ПТК НП) (Россия). Все перечисленные аппараты имеют сегментально-коническую форму и большие размеры с диаметром лобового щита D около 5 метров. На рис.1 в одном масштабе показаны формы аппаратов «Союз», ORION и ПТК НП [1-3].

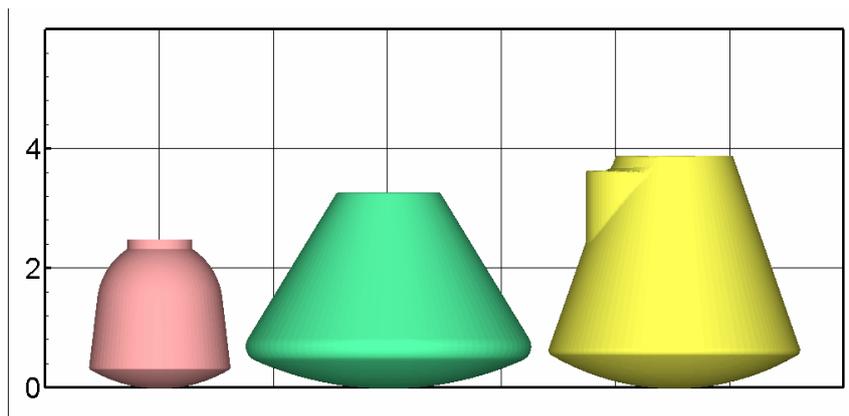


Рис.1. Формы аппаратов «Союз», ORION и ПТК НП

Повышенные требования к качеству теплозащитных материалов и ограничения весовых характеристик теплозащитных пакетов приводят к необходимости тщательного рассмотрения задачи тепломассообмена при входе в атмосферу вновь разрабатываемых аппаратов. При этом для правильного расчета тепловых нагрузок необходимо учитывать влияние на тепловые потоки оттесняющего эффекта вдува газообразных продуктов разрушения ТЗМ. В общем случае, который реализуется при спуске СА в атмосфере для решения задачи теплообмена с учетом вдува продуктов разрушения необходимо учитывать три аспекта. Первый связан с решением газодинамической задачи при измененных граничных условиях на поверхности аппарата. Второй – с определением величины уноса массы при совместном воздействии конвективного и лучистого нагрева. Эта величина зависит от характеристик и свойств ТЗМ. Третий – связан с решением задачи о переносе излучения в ударном слое и газообразных продуктах разрушения и их смеси с воздухом. Коэффициенты переноса и оптические характеристики таких смесей, необходимые для расчета конвективных и лучистых потоков, также зависят от выбранного ТЗМ.

Кроме эффектов, перечисленных выше, следует иметь в виду, что газообразные продукты разрушения ТЗМ лобового щита попадая в теневую область (боковую поверхность и донную часть СА) могут конденсироваться на поверхности, имеющей относительно низкую температуру. При этом ее каталитические свойства и оптические характеристики (степень черноты) могут изменяться. Изменение состава газа и свойств поверхности может привести к изменению тепловых потоков в этой области течения.

При совместном воздействии на ТЗМ конвективного и лучистого теплового потока в случае обтекания тел большого размера, таких как упомянутые выше СА, коэффициент теплообмена на неразрушаемой поверхности $(\alpha/c_p)_0 = q_c/\Delta H$ мал и в области максимального теплообмена ($V \sim 10$ км/с, энтальпия торможения $H_0 = 50$ МДж/кг, конвективный тепловой поток $q_c \sim 2$ МВт/м²) составляет $(\alpha/c_p)_0 \sim 0.04$ кг/(м²с). В этом случае, даже при малых значениях уноса массы 0.1–0.2 кг/м²с, реализующихся при расчетных значениях суммарного

теплового потока в случае использования фенольного стеклопластика, величина безразмерного уноса массы $G = \dot{m}_w / (\alpha/c_p)_0$ принимает значения $G > 2$.

При этом все три задачи – газодинамическая, лучисто-конвективного теплообмена и уноса массы оказывают сильное влияние друг на друга и не могут быть решены независимо.

Исследования влияния вдува на конвективный теплообмен проводилось многими авторами, как теоретически, так и экспериментально [4-9]. Большинство работ относится к случаю невысоких значения параметра вдува $G < 1$. Такой режим реализуется при испытаниях образцов ТЗМ в электродуговых установках [10].

Аппроксимационные формулы, используемые в практических приложениях для расчета снижения теплового потока за счет вдува инородного газа с поверхности, имеют разную структуру. Так в [4, 5] используются параболические зависимости. В [4]

$$q_w/q_{w0} = 1 - 0.68 \cdot G + 0.06 \cdot G^2 \quad (1)$$

или в [5]

$$q_w/q_{w0} = 1 - 0.72 \cdot G + 0.13 \cdot G^2 \quad (2)$$

В [6] используется более сложная зависимость 4-го порядка, полученная на основе анализа численных решений уравнений пограничного слоя

$$q_w/q_{w0} = 1 - 0.65635 \cdot G + 0.01794 \cdot G^2 + 0.06365 \cdot G^3 - 0.01125 \cdot G^4, \quad (3)$$

а в [7]

$$\frac{q_w}{q_{w0}} = \frac{\varphi}{\exp(\varphi) - 1} \quad \varphi = 2\lambda G \quad (4)$$

При небольших значениях G в работе [8] вводится уточнение, связанное с отличием молекулярной массы вдуваемого газа от соответствующей величины в набегающем потоке. Коэффициент при G (ниже обозначаемый K) рассчитывается по формуле

$$K = (0.67 - 0.72) (M_e/M_v)^{0.25 - 0.4}$$

Здесь M_e и M_v молекулярные массы воздуха и вдуваемых продуктов разрушения.

В [9] на основе проведенных экспериментов получена формула

$$K = 0.6 \bar{h}^{-0.03} (M_e/M_v)^{0.24}; \quad \bar{h} = h_w/H_0;$$

Такого вида формулы применимы при $G < 0.6-0.7$. С увеличением G их точность падает. При больших $G > 2$, формулы, подобные выписанным выше, становятся непригодными, поскольку конвективный тепловой поток обнуляется.

2 Сопряженная задача лучисто-конвективного теплообмена с учетом вдува продуктов разрушения материала тепловой защиты

2.1 Постановка задачи

Математическую формулировку рассматриваемой задачи существенно усложняют два обстоятельства. Сильная взаимозависимость величин конвективного и лучистого теплового потока и массового уноса материала тепловой защиты приводит к необходимости рассмотрения сопряженной задачи. Кроме того, как показывает опыт эксплуатации СА сегментально-конической формы (например, «Союза» или «Аполлона»), полет аппарата в верхних слоях атмосферы происходит при достаточно больших углах атаки α (до 30°), что приводит к необходимости решения задачи в трехмерной постановке.

Для исследования лучистого и конвективного теплообмена на лобовой поверхности СА использовался подход, основанный на решении полных уравнений Навье-Стокса для равновесно-диссоциирующего газа совместно с уравнением переноса излучения в приближении плоского слоя.

Поскольку в настоящее время нет данных о составе и свойствах материала тепловой защиты рассматриваемых СА, в расчетах предполагалось, что вдуваемые продукты разрушения по составу соответствуют воздуху, имеют такие же теплофизические свойства и оптические характеристики. Как показано в [11], продукты термохимического разрушения ТЗМ экранируют лучистые потоки в большей степени, чем воздух. Поэтому в данной постановке унос массы получается завышенным. Отметим, что в [11] используется приближенный подход, в котором конвективные и лучистые тепловые потоки к поверхности СА определяются с помощью корреляционных соотношений, рассмотренных выше, т.е.

$$q_c = \psi q_{c0}, \quad q_r = A \psi_r q_{r0}.$$

Здесь индексом «0» помечены тепловые потоки к непроницаемой поверхности (без вдува), ψ – определяет снижение конвективного потока за счет вдува, ψ_r – коэффициент экранировки лучистого потока, A – поглощательная способность ТЗМ.

В данной работе перенос излучения рассчитывался во всей области от ударной волны до поверхности тела, включая пограничный слой. Для расчета коэффициентов поглощения использовалась многогрупповая модель, в которой истинное спектральное распределение аппроксимируется кусочно-постоянной зависимостью. Данные по 10- и 39-групповым моделям представлены в таблицах [12], Типичный вид коэффициента поглощения, как функции длины волны для разных условий, представлен на рис.2. На рис.2 а показана зависимость коэффициента поглощения высокотемпературного воздуха, для условий, реализуемых в ударном слое ($P=0.1$ атм, $T=10000$ К), а на рис.2 б для относительно низких температур ($T = 2000$ К), характерных для пограничного слоя.

Из приведенных данных следует, что в холодном воздухе в области УФ-излучения ($\lambda < 0.3$ мкм) коэффициент поглощения существенно выше, чем в горячем.

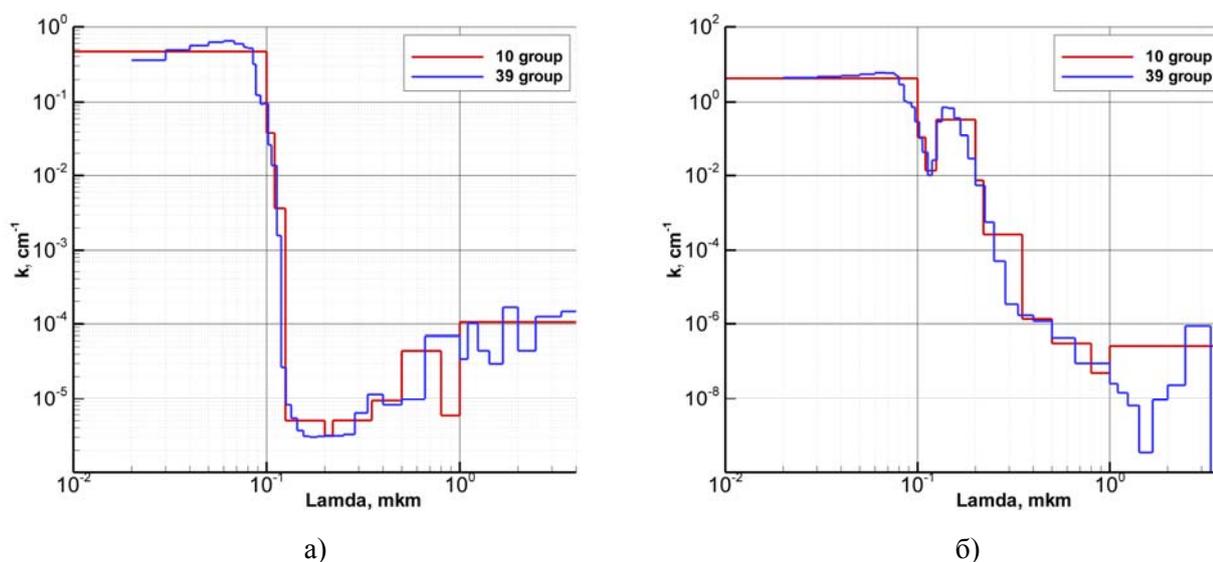


Рис.2. Коэффициент поглощения в представлении 10- и 39-групповой модели для характерных условий течения возле ВА.

(а) – ”ударный слой”, $P=0.1$ атм, $T=10000$ К; (б) – ”пограничный слой”, $P=0.1$ атм, $T=2000$ К

Для расчета переноса излучения использовалось приближение плоского слоя, в рамках которого интенсивность излучения вдоль линии, нормальной к поверхности, определяется уравнением вида:

$$I_\nu(s) = I_{\nu 0} \exp\left(-\int_{s_0}^s k_\nu(s'') ds''\right) + \int_{s_0}^s j_\nu \exp\left(-\int_{s'}^s k_\nu(s'') ds''\right) ds'; \quad q_w^{rad} = \int_0^{\infty} \int_0^{2\pi} I_\nu d\Omega dv$$

при этом коэффициенты поглощения k_ν определяются по местным параметрам газа в ударном слое, рассчитанным с помощью полных уравнений Навье-Стокса в приближении равновесно-диссоциирующего воздуха. Учитывалось влияние излучения на газодинамику, для чего в уравнение энергии был добавлен член с дивергенцией лучистого потока ($\nabla \cdot q_r$). В граничном условии на стенке возможно использование реальной спектральной зависимости поглощательной способности α теплозащитного материала, которая задается в виде таблицы.

2.2 Граничные условия

В этом случае при решении уравнений Навье-Стокса в качестве граничных условий на стенке вместо обычно используемых (заданные величины скорости и температуры) необходимо решать систему, состоящую из закона сохранения энергии на поверхности и уравнений, описывающих механизм термохимического разрушения ТЗМ. В общем случае при решении этой системы на поверхности ТЗМ определяются унос массы, температура поверхности и состав газа вблизи поверхности. В более простой погранслоевой постановке такого типа задачи решались и ранее, как при равновесном протекании физико-химических процессов [13], так и при неравновесном [14-16].

В простейшем случае, когда при термохимическом разрушении материала можно выделить какой-либо преимущественный механизм, например, сублимацию для углеродных материалов или твердофазную реакцию между компонентами для стеклопластиков на фенольном связующем, между уносом массы \dot{m}_w и температурой поверхности T_w имеется однозначная связь. Тогда упомянутая система уравнений имеет относительно простой вид.

$$q_c + q_r = \varepsilon \sigma T_w^4 + \dot{m}_w \Delta Q$$

$$\dot{m}_w = f(T_w)$$

Здесь q_c и q_r – конвективный и лучистый тепловые потоки с учетом ослабления и экранировки вдуваемыми газами, ΔQ – энергия разрушения материала. Необходимое для расчета поля течения граничное условие для нормальной составляющей скорости на стенке определяется из соотношения $V_w = \dot{m}_w / \rho$. Состав газа на поверхности разрушаемого ТЗМ в случае равновесного протекания физико-химических процессов может быть определен по известным (рассчитываемым) значениям давления и температуры газа и его элементному составу.

В данной работе считалось, что с поверхности в пограничный слой поступает воздух при температуре стенки со скоростью V_w и массовым расходом \dot{m}_w .

3 Валидация отдельных физических эффектов

При решении сложных комплексных задач, подобных рассматриваемой, требующих учета многих совместно действующих факторов, необходима валидация используемых физико-химических и радиационных моделей высокотемпературных газовых смесей, модели термохимического разрушения ТЗМ и т.д. Валидация используемых моделей и программ

проводится путем сравнения результатов расчетов с данными трубных и летных экспериментов. Поскольку натурные условия входа СА в атмосферу со второй космической скоростью и перечисленные выше факторы в полной мере не моделируются в наземных условиях, валидация проводится для каждого из факторов в отдельности (например, конвективного теплообмена) или при воздействии ограниченного количества факторов (совместное рассмотрение лучисто-конвективного нагрева).

Сравнение результатов расчетов конвективного теплообмена СА сегментально-конической формы, полученных по разработанной методике и экспериментальных данных, полученных в наземных и летных условиях (СА Аполлон-4), рассмотрены в [17]. Там же приведены сравнения расчетной и измеренной в летных условиях на аппарате FIRE-II интенсивности излучения в области энергий 2.2-4.1 eV.

На рис. 3 показано сравнения расчетного и экспериментально измеренного суммарного (лучистого и конвективного) теплового потока по траектории аппарата FIRE-II в точках, приведенных в табл. 1.

Таблица 1

Траектория спуска аппарата FIRE-II.

t, с	H, км	V, м/с
1634	76.42	11360
1636	71.02	11310
1637.5	67.05	11250
1640	59.62	10970
1643	53.04	10480
1645	48.37	9830

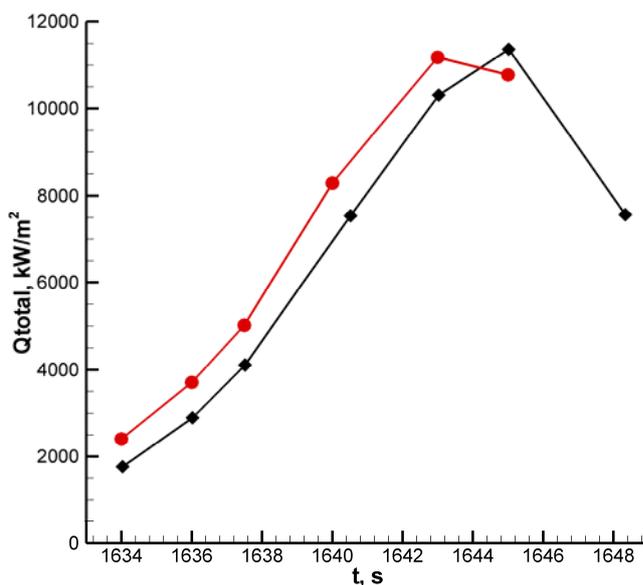


Рис.3. Общий тепловой поток, измеренный калориметром.
Расчет (красный) и эксперимент (черный)

Наблюдается некоторое смещение кривых по времени. Однако максимальные значения суммарного потока практически совпадают.

В целом проведенные сравнения с учетом возможных погрешностей измерений тепловых потоков, обычно оцениваемых в 10%, показывают достаточно хорошее согласие ре-

зультатов как при воздействии конвективного и лучистого потока в отдельности [17], так и в случае лучисто-конвективного нагрева (рис. 3).

4 Результаты расчетов сопряженной задачи

Расчеты теплообмена на лобовом щите СА с учетом разрушения ТЗП и излучения проводились для условий: $H=60$ км, $V=10500$ м/с, $\alpha=25^\circ$, соответствующих максимальному нагреву по траектории полета. Энергия разрушения материала варьировалась в диапазоне $\Delta Q = 6 - 30$ МДж/кг. Основная часть результатов получена при $\Delta Q = 15$ МДж/кг. Для расчета уноса массы стеклопластика на фенольном связующем использовалась зависимость

$$\dot{m}_w = 150 T_w \exp(-35000/T_w) \text{ кг/м}^2\text{с},$$

полученная из экспериментальных данных в ЭДУ и ВЧ-плазмотроне. Аналогичная аррениусовская зависимость использовалась в [18] при анализе уноса массы тепловой защиты СА «Аполлон». При этом предполагается, что процесс уноса массы определяется реакцией между углеродным каркасом и жидким стеклом (SiO_2).

Было проведено три варианта расчетов в различных предположениях:

А. Без уноса и излучения, температура поверхности предполагалась радиационно-равновесной.

В. С уносом, но без излучения. Скорость уноса и температура поверхности определялись по принятой модели разрушения.

С. С уносом и излучением. Скорость уноса и температура поверхности определялись по принятой модели разрушения, вместе с уравнением Навье-Стокса решалось уравнение переноса излучения.

4.1 Газодинамические параметры в ударном слое

Картина течения около СА (линии тока и распределение температуры) для варианта «С» показана на рис. 4. Распределение параметров на лобовой поверхности и в теневой зоне практически не изменилось по сравнению с базовым вариантом. Однако состав газа в отрывных областях может измениться. Этот вопрос требует дополнительного анализа.

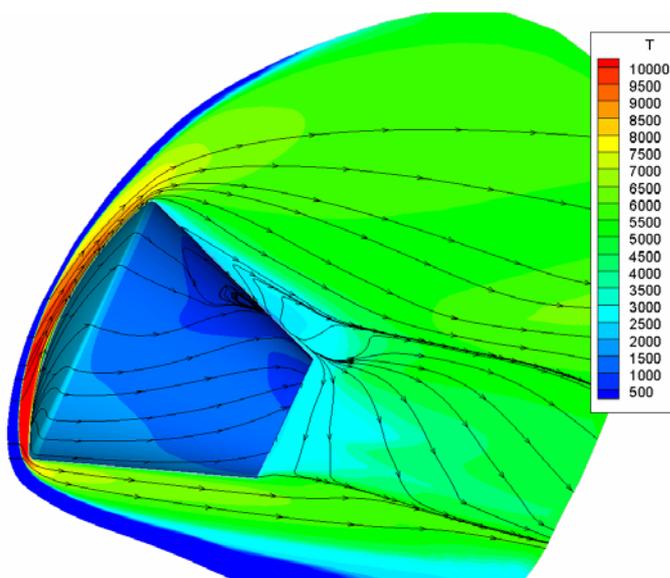


Рис.4. Картина течения около СА (вариант «С»), линии тока и температура газа

Учет переноса излучения в ударном слое и радиационное охлаждение газа приводит к некоторому снижению температуры газа по мере приближения к поверхности тела (рис. 5). На внешней границе пограничного слоя уменьшение температуры составляет $\Delta T \approx 700\text{K}$.

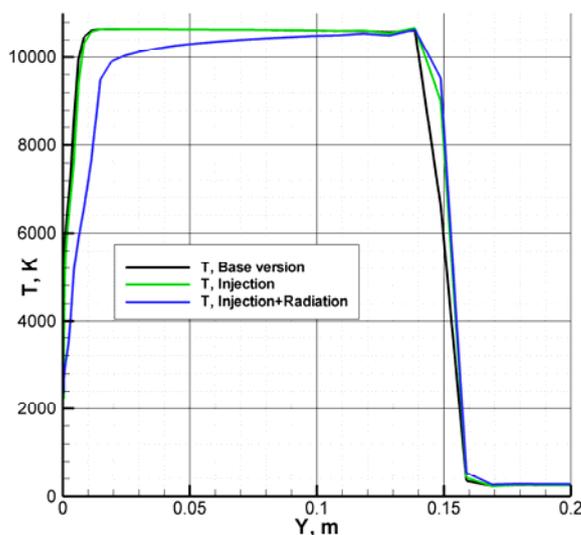


Рис.5. Влияние радиационного охлаждения на структуру ударного слоя

Толщина ударного слоя меняется незначительно.

4.2 Параметры в пограничном слое

На рис. 6 и 7 сравниваются картины течения (линии тока и распределение температуры газа) в окрестности критической точки СА при расчете без учета вдува (рис.6, вариант А) и с учетом лучистого переноса и вдува (рис.7, вариант С). Видно, что вдув продуктов разрушения приводит к существенному охлаждению пристеночного слоя газа и увеличению толщины пограничного слоя.

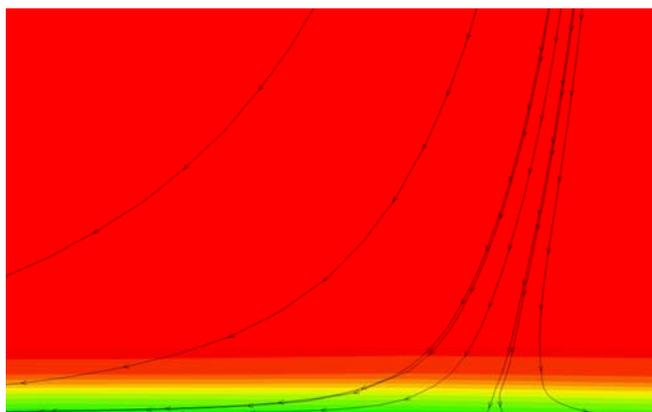


Рис.6. Поле течения в окрестности критической точки СА для варианта А

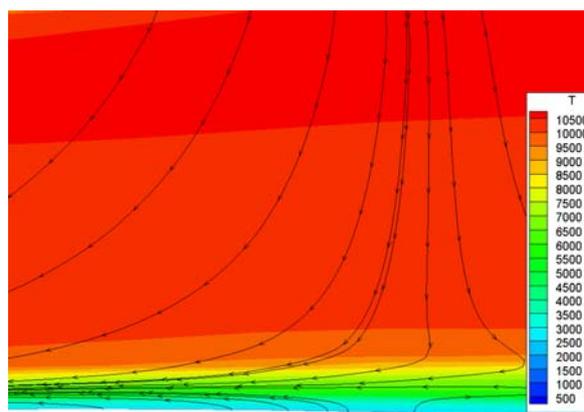


Рис.7. Поле течения в окрестности критической точки СА для варианта С

На рис. 8 показано распределение энтальпии газа в пограничном слое для трех вариантов расчета в точке лобового щита, расположенной между критической точкой и наветренной кромкой (обозначения на рисунке). Для двух первых вариантов различие в профилях энтальпии незначительное. При учете лучистой составляющей теплового потока про-

филь энthalпии сильно деформируется и толщина пограничного слоя заметно возрастает. Этот эффект обусловлен существенным возрастанием интенсивности вдува при лучисто-конвективном нагреве поверхности СА.

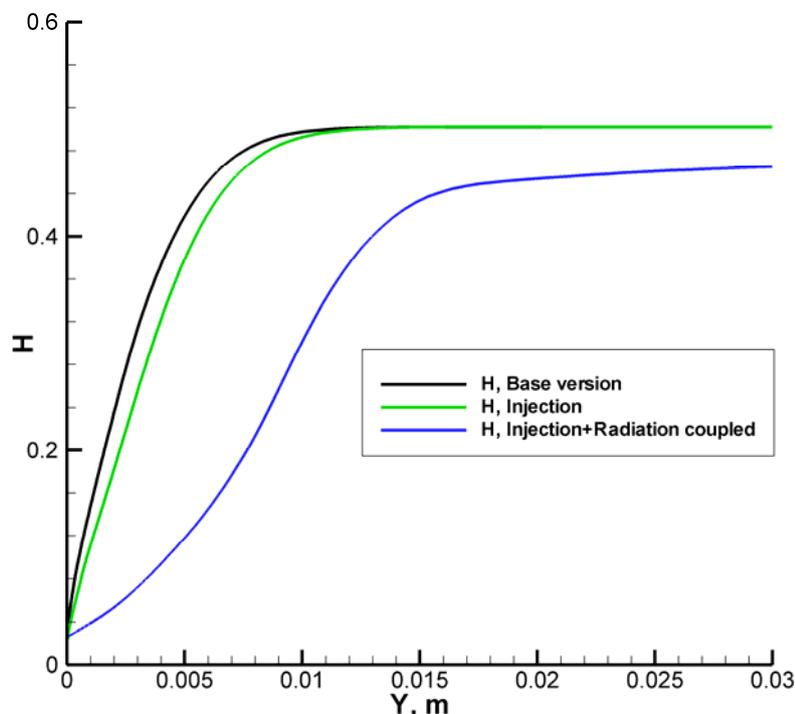


Рис.8. Профиль полной энthalпии, отнесенной к U_∞^2

Профили нормальной и касательной скорости для трех вариантов расчетов деформируются аналогично профилю энthalпии.

Для варианта С, при сильном вдуве, нормальная скорость на стенке (скорость вдуваемого газа) составляет 2 м/с.

Важным фактором, влияющим на процесс термохимического разрушения ТЗМ, являются касательные напряжения на его поверхности. Как показано в [13], изменение трения при вдуве в пограничный слой инородного газа, снижается в той же степени, что и конвективный тепловой поток. В случае использования в качестве ТЗМ стеклопластиков, этот эффект будет приводить к уменьшению уноса материала в жидкой фазе, т.е. увеличению коэффициента газификации и увеличению его эффективности (увеличению энергии разрушения ΔQ). Используемое иногда при решении такого рода задач понятие эффективной энthalпии разрушения, определяемой в электродуговых установках в отсутствии лучистого теплообмена, становится неприменимым.

4.3 Лучисто-конвективный теплообмен СА

На рис. 9 показаны распределения конвективного теплового потока для трех рассчитанных случаев и лучистый поток для варианта С. В отсутствии вдува вблизи кромки лобового щита наблюдается ярко выраженный максимум теплового потока $q_c = 4.7$ МВт/м². При учете вдува он снижается до величины $q_c = 2.6$ МВт/м². В варианте С при учете излучения на основной части лобового щита конвективный тепловой поток становится существенно меньше лучистого (более трех раз). Максимум лучистого потока находится в окрестности критической точки, которая при заданном угле атаки $\alpha=25^\circ$ смещена к наветренной кромке аппарата. В окрестности критической точки лучистый тепловой поток уменьшается вдвое и

далее быстро падает к подветренной кромке, становясь существенно меньше конвективно-го. Этот эффект связан со смещением максимума лучистого теплового потока и массового уноса в сторону наветренной кромки при наличии угла атаки.

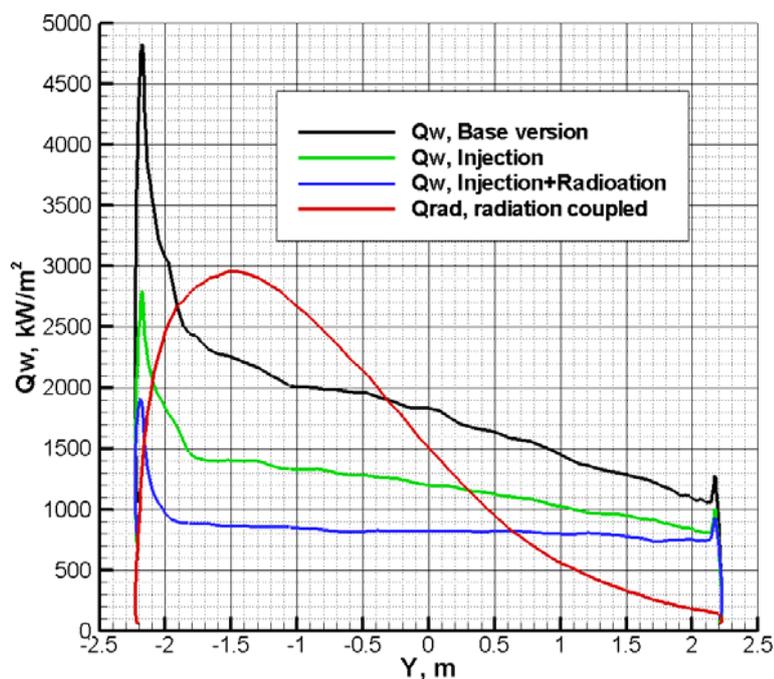


Рис.9. Распределение конвективных тепловых потоков вдоль плоскости симметрии СА в разных постановках. — - лучистый поток для варианта С

В этом случае конвективный тепловой поток слабо меняется по поверхности лобового щита, за исключением узких областей вблизи кромок. Однако он не обнуляется, как это следовало бы при использовании аппроксимационных формул (1)–(3).

4.4 Унос массы тепловой защиты лобового щита

На рис. 10 показано распределение на линии симметрии величины массового уноса для двух случаев отсутствия и наличия лучистого потока (варианты В и С).

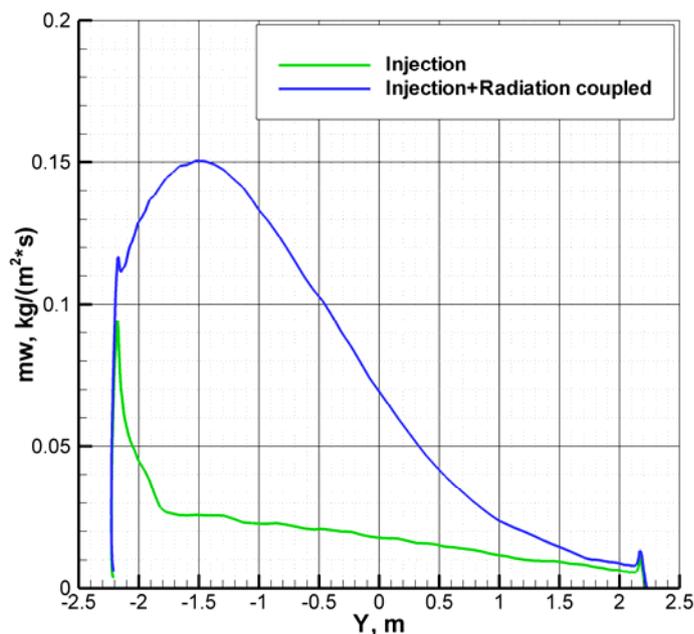


Рис.10. Массовый унос на линии симметрии

Максимум массового уноса совпадает с максимумом лучистого теплового потока и на большей части поверхности лучистый теплообмен является определяющим. Унос массы в окрестности наветренной кромки при расчетах с учетом и без учета лучистого теплообмена отличается незначительно, поскольку уменьшение конвективного теплового потока за счет отесняющего эффекта вдува компенсируется наличием лучистого потока.

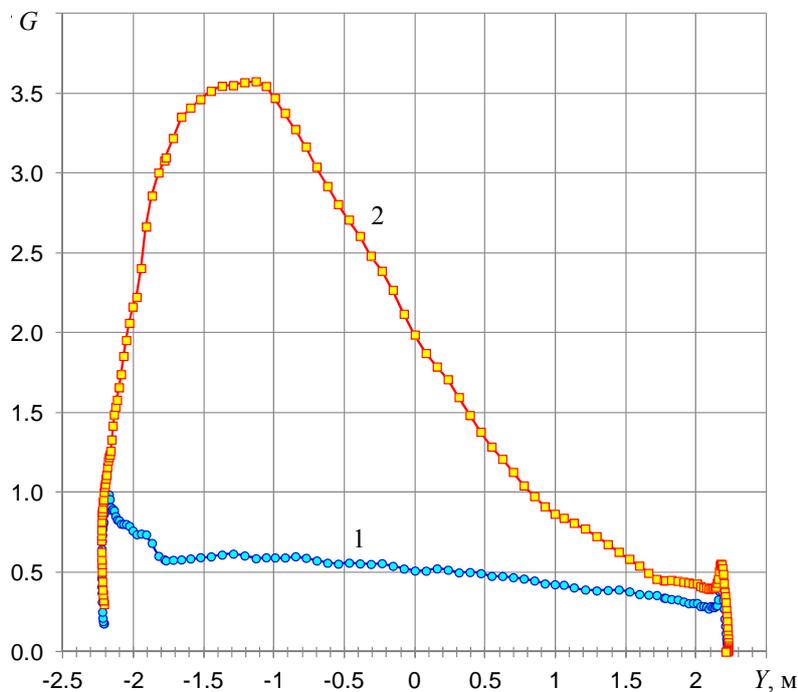


Рис.11. Распределения безразмерного вдува по линии симметрии лобового щита

На рис. 11 приведены распределения безразмерного вдува $G = \dot{m}_w / (\alpha/c_p)_0$ по линии симметрии лобового щита. Величина $(\alpha/c_p)_0$ бралась из расчета (вариант А). В отсутствии лучистого теплообмена величина G на большей части поверхности составляет ~ 0.5 , вблизи наветренной кромки не превышает 1, а при его учете возрастает до значений $G = 3.5$ в точке максимума лучистого потока.

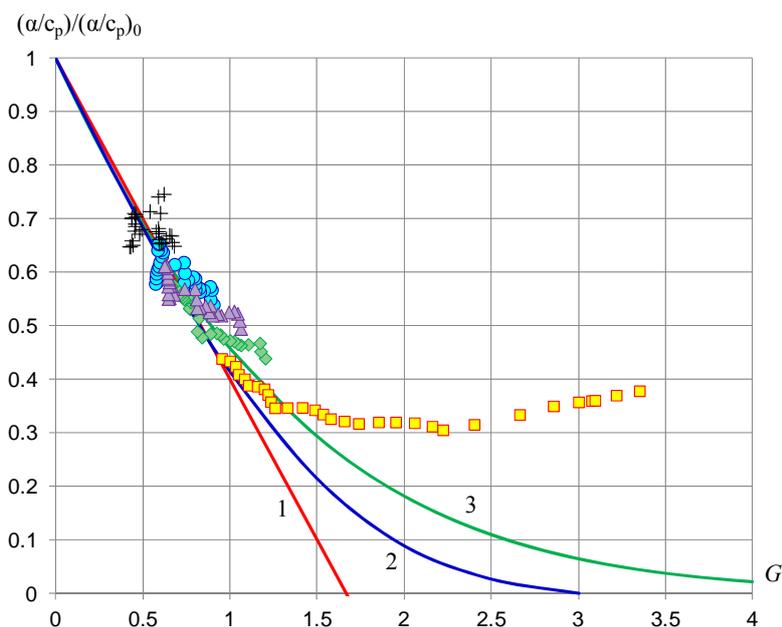


Рис.12. Зависимость безразмерных величин коэффициента теплообмена $(\alpha/c_p)/(\alpha/c_p)_0$ от безразмерного вдува G .
 \diamond - $\Delta Q = 6$ МДж/кг, \blacktriangle - $\Delta Q = 10$ МДж/кг, \bullet - $\Delta Q = 15$ МДж/кг,
 \blacksquare - $\Delta Q = 15$ МДж/кг + лучистый поток

На рис. 12 показаны зависимости безразмерных величин коэффициента теплообмена $\psi = (\alpha/c_p)/(\alpha/c_p)_0$ от безразмерного вдува G . Линиями 1-3 показаны аппроксимационные кривые. Кривая 1- соответствует линейной аппроксимации

$$\psi = 1 - B \cdot G, B = 0.6$$

Данные, полученные по этой формуле близки к значениям, рассчитанным по соотношению (1).

Кривая 2 построена по данным [6] (формула 3), полученным на основе решения уравнений пограничного слоя со вдувом.

Кривая 3 получена с использованием формулы, полученной Лизом [7] (формула 4) при значении $\lambda = 0.7$.

До значения $G = 1$ все аппроксимационные формулы дают близкие результаты. Расчетные значения $\psi = (\alpha/c_p)/(\alpha/c_p)_0$ при $G < 1$, полученные без учета лучистого теплообмена в окрестности критической точки (группа точек на рис.12) хорошо ложатся на линейные участки аппроксимационных формул. Разные значки соответствуют различным значениям энергии разрушения материала (см. подписи к рис.12). В этом случае конвективная часть теплового потока обусловлена поглощением излучения, падающего из ударного слоя, холодным газом в пограничном слое и его нагревом.

При расчетах сопряженного теплообмена с учетом лучистой составляющей теплового потока (желтые квадраты) величина безразмерного вдува возрастает, и все выписанные выше формулы становятся неприменимыми. При сильном вдуве задача теплообмена становится не локальной, что связано с влиянием на параметры пограничного слоя в

данной точке поверхности, массы вдуваемого газа, поступающего в пограничный слой из областей, расположенных выше по потоку (эффект «завесы»).

4.5 Температура поверхности

Важной характеристикой, необходимой для расчета прогрева теплозащитных пакетов и определения температуры силовой оболочки, является температура поверхности тепловой защиты. На рис. 13 показаны распределения T_w на плоскости симметрии лобового щита для трех вариантов расчета. При выбранной модели термохимического разрушения ТЗМ в расчете без учета излучения вдув продуктов разрушения в пограничный слой существенно снижает температуру поверхности, особенно в окрестности наветренной кромки. Учет лучистого теплообмена приводит к качественному изменению распределения T_w по поверхности щита. В этом случае максимум температуры находится на некотором расстоянии от кромки в окрестности максимума лучистого потока.

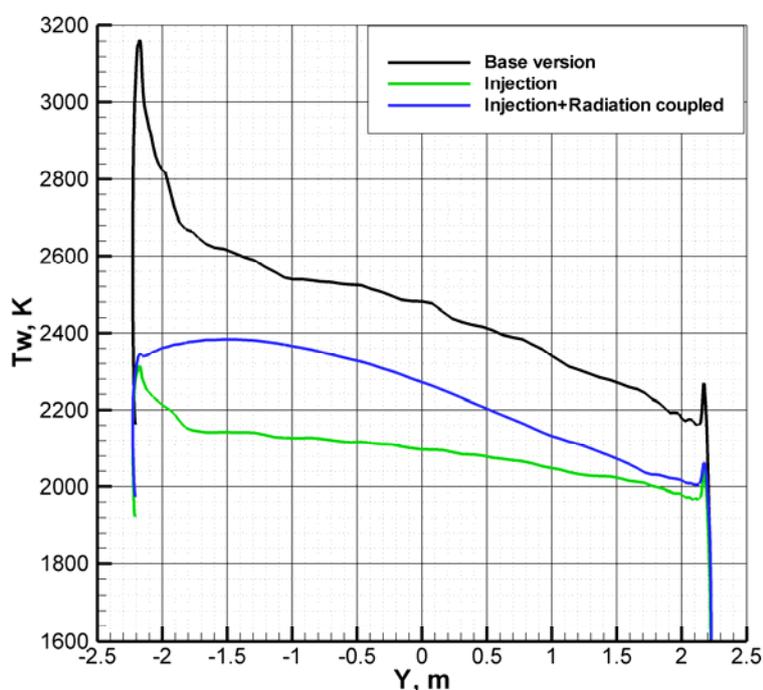


Рис.13. Температура поверхности ТЗМ на оси симметрии лобового щита

4.6 Влияние энергии разрушения на расчетные параметры

Важным фактором, влияющим на основные параметры решаемой задачи, является энергия термохимического разрушения материала тепловой защиты ΔQ . Ее величина может изменяться в широких пределах в зависимости от используемого ТЗМ и внешних условий. Так, например, для углеродных материалов в режиме диффузионного горения величина $\Delta Q < 0$, а в сублимационном режиме $\Delta Q \sim 30$ МДж/кг. Для материалов, имеющих сложный химический состав, эта величина может быть определена как разность энтальпий исходного вещества и продуктов, образующихся в равновесно протекающих реакциях. В отсутствии равновесия ΔQ зависит от степени превращения исходных веществ в продукты протекающих реакций и может сильно отличаться от равновесного значения.

На рис. 14 – 16 показаны профили теплового потока, массового уноса и температуры поверхности на линии симметрии лобового щита при различных значениях ΔQ для вариан-

та В. На основной части лобового щита температура стенки $T_w < 2200$ К. При этом унос массы по принятой модели термохимического разрушения мал и произведение $\dot{m}_w \Delta Q$ мало по сравнению с другими членами в уравнении баланса энергии на стенке (см. п. 2.2). Поэтому в рассматриваемых условиях (без учета лучистых потоков) варьирование величины ΔQ слабо сказывается на значениях рассматриваемых параметров.

При учете лучистого теплообмена (вариант С) суммарный тепловой поток существенно (до 3-х раз) возрастает. Вместе с этим в несколько раз возрастает массовый унос. Произведение $\dot{m}_w \Delta Q$ становится основным членом в уравнении баланса энергии и параметр ΔQ становится определяющим.

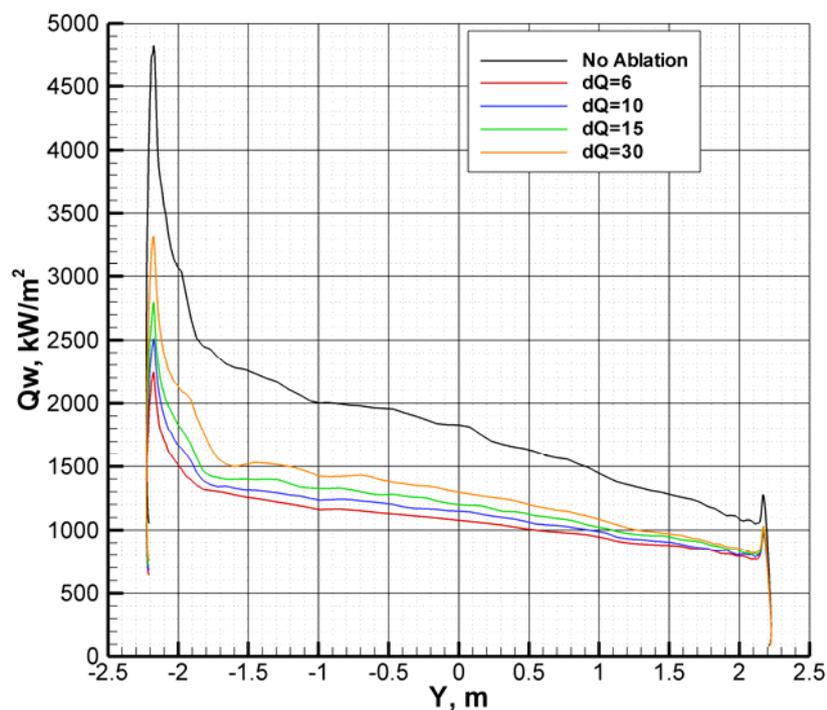


Рис. 14. Тепловые потоки на оси симметрии лобового щита при различных значениях ΔQ

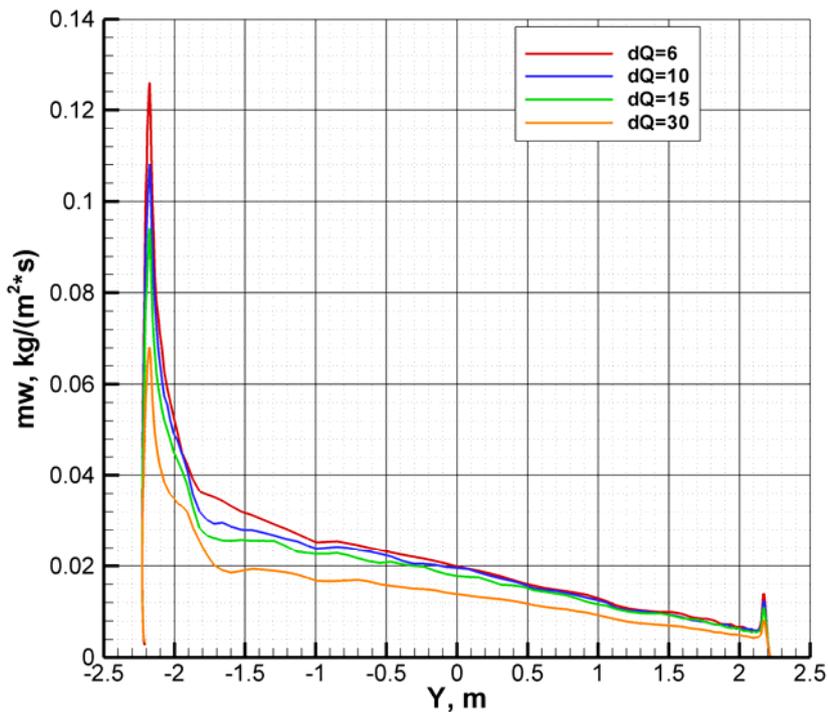


Рис.15. Массовый унос на оси симметрии лобового щита при различных значениях ΔQ

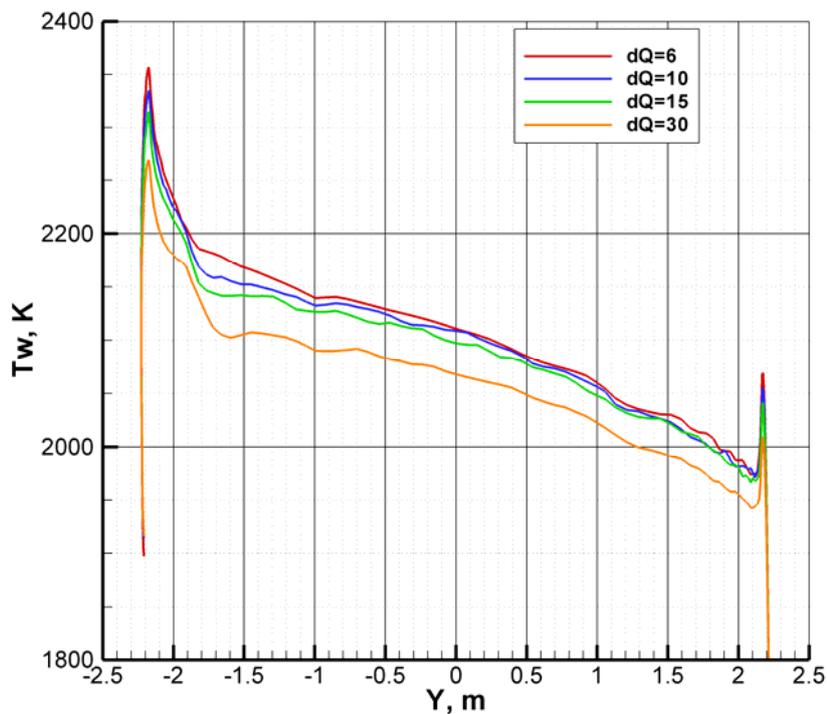


Рис.16. Температура поверхности на оси симметрии лобового щита при различных значениях ΔQ

Выводы

Таким образом, проведенный анализ показывает, что при входе СА в атмосферу со второй космической скоростью:

– при совместном действии на тепловую защиту конвективного и лучистого нагрева на СА больших размеров с тепловой защитой из фенольного стеклопластика в области максимального нагрева по траектории на большей части поверхности лобового щита реализуется режим течения с сильным вдувом ($G > 2$);

– вдув продуктов разрушения материала тепловой защиты практически не изменяет картину течения около аппарата;

– при таком режиме течения задача расчета конвективного теплообмена становится не локальной, что связано с влиянием завесы из газообразных продуктов разрушения;

– толщина пограничного слоя существенно увеличивается, и в нем преобладают газообразные продукты разрушения ТЗМ;

– в случае сильного вдува значительная часть газообразных продуктов разрушения будет попадать в отрывную зону около боковой поверхности и донную область. Состав газа в этих областях будет существенно отличаться от воздуха, что может привести к изменению тепловых потоков.

– при таком режиме обтекания конвективный тепловой поток существенно (в разы) уменьшается, и нагрев поверхности ТЗМ происходит преимущественно за счет воздействия лучистого теплового потока. Распределение температуры по поверхности лобового щита существенно изменяется (становится более гладкой);

– при вдуве продуктов разрушения материала для правильного расчета лучистого теплового потока к поверхности СА необходимо учитывать поглощение излучения в пограничном слое. Это требует проведения экспериментальных исследований для выбранного ТЗМ состава газообразных продуктов разрушения и их оптических характеристик;

– при возрастании роли лучистого теплообмена эффективность ТЗМ на основе кварцевого стекла возрастает за счет снижения касательных напряжений при вдуве паров, уменьшению доли уносимого стекла в жидкой фазе и увеличения коэффициента газификации.

Поскольку режимы течения с сильным вдувом не моделируются на существующих экспериментальных установках, используемые физические модели, алгоритмы и программы должны проходить валидацию по данным специально поставленных летных экспериментов.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 10-01-00275 а).

Литература

1. Новости космонавтики, том 18, № 9 (308), с. 8-12, 2008.
2. Новости космонавтики, том 16, № 10 (285), с. 12, 13, 2006.
3. Новости космонавтики, том 20, № 9 (332), с. 25, 2010.
4. Конвективный теплообмен изделий РКТ. Руководство для конструкторов. Под редакцией докт. техн. наук Б.А. Землянского. Г. Королев, Московской обл. 2010.
5. Marvin J.G., Pope R.B., Laminar Convective Heating and Ablation in the Mars Atmosphere, AIAA Journal, v. 5, N. 2, 1967, 240-248.
6. Putz K.E., Bartlett E.P. Heat-Transfer and Ablation-Rate Correlations for Re-Entry Heat-Shield and Nose-tip Applications, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 10, No. 1, 1973, pp. 15-22.
7. Lees L. Combustion and Propulsion, Third AGARD Colloquium, p. 451-498, Pergamon Press, New York, 1959.
8. Адамс М. Последние достижения в теории абляции // ВРТ, 1960, №4, с. 16-36.
9. Мугалев В.П. Влияние вдувания различных газов на теплообмен вблизи передней критической точки затупленного тела // Изв. АН СССР, сер. Механика, 1965, № 2.

10. Анфимов Н.А., Беда Г.А., Даниленко И. П., Золотарев С.Л., Фадеев В.А. Электродуговые установки ЦНИИмаша. Схемы и методики испытаний. Космонавтика и ракетостроение. 1994, № 2, с. 33-46.
11. Анфимов Н.А., Румынский А.Н. Лучисто-конвективный теплообмен и теплозащита космических аппаратов, спускаемых на поверхность Земли и других планет солнечной системы. Проблемы механики и теплообмена в космической технике. Под ред. О.М. Белоцерковского.– М.: Машиностроение, 1982. 272 с.
12. Каменщиков В.А., Пластинин Ю.А., Николаев В.М., Новицкий Л.А. Радиационные свойства газов при высоких температурах. М.: Машиностроение, 1971, с. 440.
13. Анфимов Н.А., Альтов В.В. Теплообмен, трение и массообмен в ламинарном многокомпонентном пограничном слое при вдуве инородных газов. ТВТ, 1965. Т.3., № 3 с. 409-420.
14. Беспалов В.Л., Залогин Г.Н. О влиянии неравновесных физико-химических процессов в пограничном слое на разрушение кварцевого стекла // Изв АН СССР, МЖГ, 1983, № 4, с. 125-131.
15. Беспалов В.Л., Залогин Г.Н. Разрушение фторопласта в потоке диссоциированного воздуха // Изв. АН СССР, МЖГ, 1984, № 3, с. 103-109.
16. Власов В.И., Залогин Г.Н. Разрушение углеродных материалов при неравновесном протекании физико-химических процессов в пограничном слое // В сб. РКТ, сер.2, вып., ЦНИИМАШ, 1994, с. 33-44.
17. Власов В.И., Залогин Г.Н., Лунев В.В., Чураков Д.А. Лучисто-конвективный теплообмен спускаемых аппаратов. Электронный журнал «Физико-химическая кинетика в газовой динамике» www.Chemphys.edu.ru/pdf/2012-02-16-001.pdf
18. Hsieh C-L., Seader J. D. Surface Ablation of Silica-Reinforced Composites. AIAA J. 1973. V. 11, No. 8.

Статья поступила в редакцию 29 ноября 2012 г..