

УДК 536.2.083

В. И. Тимошенко¹, Г. А. Фролов²

¹Інститут технічної механіки Національної академії наук України та Національного космічного агентства України, Дніпропетровськ

²Інститут проблем матеріалознавства ім. І. М. Францевича Національної академії наук України, Київ

**Проблемы научно-методического обеспечения
разработки и эксплуатации теплозащитных
покрытий для теплонапряженных элементов
объектов ракетно-космической техники.
I. Математическое моделирование процессов
деструкции теплозащитных материалов
и покрытий**

Надійшла до редакції 25.06.02

Дається загальна характеристика проблеми моделювання обтікання високоентальпійним потоком газу поверхонь з теплозахисних матеріалів, які вступають в термохімічну взаємодію з газовим потоком. Особливу увагу приділено питанням математичного, чисельного моделювання взаємодії високотемпературного газового потоку з теплозахисними покриттями при над- та гіперзвукових швидкостях та ілюстрації основних особливостей обтікання тіл в умовах термохімічного руйнування теплозахисного покриття.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ПРОБЛЕМЫ

Экспериментальная обработка средств тепловой защиты связана с большими материальными затратами не только на создание испытательных стендов и лабораторных установок, но и на проведение исследований. Например, для моделирования плотностей и скорости полета, соответствующих точке максимального нагрева возвращаемого спутника Земли, в аэродинамической трубе с сечением рабочей части в 1 м² требуемая мощность в свое время превышала 1 % всей энергетики США [10]. Определенные проблемы возникают при диагностике параметров таких стендов и интерпретации результатов измерений. В связи с этим экспериментальные исследования, как правило, проводятся на небольших моделях и обязательно должны дополняться разработ-

кой методов и программного обеспечения для численного моделирования натуральных процессов, сопровождающих работу средств тепловой защиты изделий ракетно-космической техники. Такие методы в сочетании с исследованиями экспериментальных образцов позволяют прогнозировать тепловой режим на поверхности аппарата с учетом работы средств тепловой защиты в условиях реального набегающего потока, более обоснованно подбирать параметры тепловой защиты и проводить оценки влияния воздействия уноса массы теплозащитного покрытия (ТЗП) на условия обтекания. Эти же методы необходимы и на этапах постановки лабораторных, стендовых и натуральных экспериментов, а также обработки, интерпретации и обобщения результатов измерений.

Задача математического и численного моделиро-

вания термохимической деструкции материалов в высокоэнтальпийном потоке газа является довольно сложной комплексной задачей. Кроме уравнений динамики вязкого газа, необходимо решать уравнения диффузии различных компонентов смеси, а также уравнения химической кинетики, определяющие состав газа в возмущенной области потока и скорости гетерогенных химических реакций на поверхности. Помимо вопросов постановочного характера, существенные трудности возникают при решении задачи. Сложность комплексной постановки приводит к тому, что в практических расчетах обычно используют довольно приближенные подходы. В пограничном слое принимают приближение эффективной длины, а скорость термохимического разрушения ТЗП определяют с помощью экспериментальных значений эффективной энтальпии теплозащитного материала (ТЗМ). При этом получают достаточно точные для практического использования значения определяемых параметров ТЗП, если условия проведения экспериментов по определению эффективной энтальпии ТЗМ близки к условиям его эксплуатации. Для получения значений эффективной энтальпии ТЗМ и других эмпирических данных необходимо проведение целенаправленных лабораторных исследований и обработки результатов большого количества натуральных экспериментов. В связи с этим становится необходимой разработка методов теоретического, численного решения задач, наиболее приближенных к точной постановке. Такие методы основываются на более полном решении системы уравнений динамики вязкого газа и уравнений, определяющих процессы тепломассопереноса в материале. Другая часть вопросов связана с изучением кинетики термохимического разложения ТЗП. Неопределенность в некоторых кинетических и теплофизических параметрах может быть снята только на основе сравнительного анализа результатов численного и экспериментального исследований условий эксплуатации ТЗП.

В Институте технической механики разработана и реализована методология численного моделирования тепломассобменных процессов, сопровождающих деструкцию ТЗМ в высокоэнтальпийном газовом потоке. В Институте проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины в результате более чем 30-летних экспериментальных исследований ТЗМ на различных стендах и установках разработаны методы определения параметров теплозащитных покрытий при минимальном наборе эмпирических данных. Анализ результатов экспериментов, накопленных при испытаниях различных типов ТЗП в широком диапазоне термогазодинамических параметров набегающего газового по-

тока и различных видах нагрева, показал, что метод тепловой защиты в основном определяется величиной и длительностью воздействия тепловых потоков на теплонапряженные элементы гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА). Кромки крыльев или носовых частей с малыми радиусами затупления, рабочая температура которых может превышать 3500—3700 °С, должны защищаться путем принудительного охлаждения, выпаривания либо использования аблирующих материалов. В диапазоне температур 1260—1650 °С надежно работают ТЗП типа «углерод—углерод», использующие принцип «радиационного охлаждения». В диапазоне 800—1260 °С может использоваться высокотемпературная плиточная теплозащита, которая успешно применялась для защиты многоразового космического корабля (МКС) «Буран» от солнечного излучения и аэродинамического нагрева. При температурах 370—800 °С следует применять гибкую тепловую защиту, которая также была использована для защиты МКС «Буран».

Анализ возможностей Украины в создании ТЗП для ГЛА [23, 26] позволил сделать вывод, что практически для всех теплонапряженных зон ГЛА необходимые теплозащитные материалы могут быть сделаны в Украине. Сформулированы проблемные вопросы разработки системы управления ГЛА с позиций требований, которые предъявляются к их аэротермодинамике. Разработан алгоритм, в соответствии с которым выполняется коррекция конфигурации ГЛА как объекта управления.

МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Методология численного моделирования тепломассобменных процессов, сопровождающих деструкцию ТЗМ в высокоэнтальпийном газовом потоке, объединяет формулировку комплексных математических моделей, вполне определенную технологию создания комплексов программ и разработку технологичных для машинной реализации алгоритмов. Это дает возможность повышения эффективности численного моделирования (сокращения сроков разработки программ, уменьшения времени ЭВМ, расширения ассортимента задач, которые могут быть решены). Комплексное решение задачи в постановке, наиболее приближенной к точной, позволяющей учитывать различные особенности кинетики термохимического разрушения, возможно только с использованием проблемно-ориентированного комплекса программ. Комплекс программ должен быть достаточно гибким и допускать его есте-

ственную модификацию. Создание такого комплекса программ основывается на принципах структурного модульного программирования [24, 25]. В соответствии с этими принципами сложная комплексная задача разбивается на ряд более простых задач, для которых предполагаются известными все внешние входные для нее данные. Процесс детализации заканчивается на уровне выделения относительно простых физических задач.

Таким образом, структурный анализ постановки задачи предусматривает построение иерархической системы отдельных подзадач. Затем создаются проект программы и программа решения на ЭВМ всей комплексной задачи, для отдельных частей которой используются простейшие приближенные методики. Более точные методы решения отдельных задач разрабатываются автономно. Затем автономные программы включаются в комплексную программу в диапазоне применимости вместо приближенных методов. Таким образом, осуществляется комбинированная технология программирования, сочетающая способы как «сверху вниз», так и «снизу вверх». Принципиальным при этом является разработка алгоритмов повышенной оперативности. Эффективным оказывается алгоритмы решения уравнений газовой динамики и пограничного слоя основанные на компиляции конечноразностной аппроксимации и аппроксимации окружных производных тригонометрическими полиномами. Это позволяет в пять и более раз уменьшить затраты машинного времени на решение комплексной задачи [21, 22].

Общей особенностью рассматриваемых задач является необходимость сопряженного решения задачи о течении газа в пограничном слое и термохимического разложения материала поверхности тела. Взаимосвязь этих задач осуществляется при постановке граничных условий на поверхности тела. Для поверхности материала, омываемой высокосубтанальпийным потоком газа, формулируются условия теплового баланса и используются соотношения, определяющие скорости деструкции материала [9, 11, 22—24].

СОСТАВНЫЕ ЧАСТИ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ И АЛГОРИТМОВ ЧИСЛЕННОГО РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ

Температура поверхности тела при наличии вдува через его поверхность и отвода тепла излучением определяется из условия баланса тепла

$$q_w + G_w(I_w - I_0) - \varepsilon\sigma T_w^4 = q_\lambda, \quad (1)$$

где G_w — масса газа, вдуваемого в поток с единицы поверхности в единицу времени (при принудитель-

ном вдуве G_w задано; в общем случае G_w определяется в результате решения задачи сопряженного теплообмена), q_λ — тепловой поток, отводимый внутрь материала (в общем случае q_λ определяется из решения задачи о распространении тепла в материале, во многих задачах полагают $q_\lambda = 0$ — квазистационарный режим разрушения), ε — степень черноты поверхности, σ — постоянная Стефана — Больцмана, T_w — температура поверхности материала, q_w — тепловой поток, подводимый к телу от газа вследствие теплопроводности газа и диффузии:

$$q_w = \frac{\mu}{Pr} \frac{\partial I}{\partial n} + \frac{\lambda}{C_p} \sum_k (Le_k - 1) I_k(T_w) \frac{\partial c_k}{\partial n}. \quad (2)$$

Здесь Le_k — число Льюиса, I_0 — удельная энтальпия непрогретого материала поверхности или принудительно вдуваемого газа, $I_w = \sum c_k^0 I_k(T_w)$ — удельная энтальпия продуктов разложения поверхности или принудительно вдуваемого газа при температуре поверхности, которая является функцией температуры и состава вдуваемого газа c_k^0 или газа, образованного вследствие разрушения поверхности. Таким образом, слагаемое $G_w(I_w - I_0)$ определяет тепловой эффект термохимического разрушения материала, т. е. количество тепла, которое поглотилось или выделилось на поверхности при физико-химической деструкции материала ТЗП.

Пользуясь понятиями коэффициента теплопередачи и энтальпии восстановления [1], соотношение для определения теплового потока, подводимого к поверхности можно записать в виде

$$q_w = \frac{\alpha}{C_p} (i_e - i_w),$$

где α — коэффициент теплоотдачи, $\overline{C_p} = \sum C_{p_k} c_k$ — удельная теплоемкость смеси. Именно это соотношение используется в большинстве проектных расчетов. Для определения коэффициента теплоотдачи используются различные аппроксимационные соотношения. Для определения распределения тепловых потоков на поверхности ГЛА применяют метод эффективной длины, в котором используются различные аппроксимационные соотношения для числа Нуссельта $Nu = \alpha L / \lambda$ [1]. Величины тепловых потоков определяются распределением давления на поверхности ГЛА, на характер которого существенное влияние оказывает притупление носовой части. Притупление носка приводит к появлению на поверхности ГЛА слоя газа с высокой энтропией, который, поглощаясь вязким пограничным слоем, оказывает существенное влияние на величину теп-

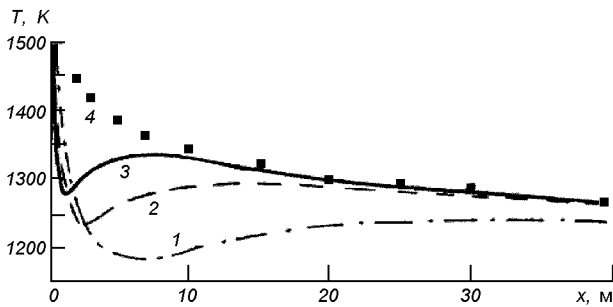


Рис. 1. Температура поверхности затупленного конуса: 1—3 — радиусы затупления 0.5, 0.2 и 0.1 м; 4 — острый конус

лового потока. Для расчета параметров внешнего обтекания ГЛА используются конечноразностные методы численного решения уравнений газовой динамики [4, 20, 22]. При определении параметров в энтропийном слое имеются свои особенности, связанные с наличием больших градиентов параметров газа в этом слое, и с тем, что толщина энтропийного слоя мала по сравнению с размерами области возмущенного течения. Для расчета течения в энтропийном слое разработан достаточно эффективный алгоритм, учитывающий эти особенности [16]. Примеры влияния притупления носовой части ГЛА и параметров в энтропийном слое на тепловые потоки приведены в работе [2]. В качестве примера на рис. 1 показано распределение равновесной температуры на поверхности конуса со сферическим притуплением при радиусах притупления 0.1, 0.2 и 0.5 м, а также распределение температуры на остром конусе. Равновесная температура определяется как температура поверхности ГЛА, при которой подводимый к поверхности конвективный тепловой поток равен тепловому потоку, отводимому от поверхности излучением. Результаты получены при значении числа Маха невозмущенного потока равном 10 для условий на высоте 30 км.

При рассчитанных значениях давления и тепловых потоков интенсивность уноса массы материала поверхности G_w определяется в общем случае температурой поверхности и составом газа на ней.

Для полимерных материалов интенсивность уноса массы является функцией температуры и параметров, определяющих свойства материала [9]:

$$G_w = \int_0^{\infty} \rho_0 B \exp\left(-\frac{E}{RT}\right) dy, \quad (3)$$

где ρ_0 , B , E , R — константы, характеризующие материал. Интегрирование ведется по области внутри тела. Уравнение (3) должно быть дополнено

законом распределения температуры в теле, который в общем случае вытекает из решения уравнения теплопроводности. Примеры расчетов обтекания тел из тефлона приведены в работах [5, 6, 12].

Более сложной является кинетика разложения композиционных материалов. Из таких материалов наиболее изучен и широко применяется стеклотекстолит, представляющий композицию стекловолокна и формальдегидных смол различного состава [9, 11]. При термохимическом разложении стеклотекстолита имеется два фронта физико-химических превращений: поверхность материала, непосредственно омываемая высокотемпературным потоком газа, и фронт пиролиза (разложения) смолы, расположенный внутри материала в точке, имеющей температуру газификации смолы. Поверхность материала, граничащая с набегающим потоком, является смесью кремнезема SiO_2 и графита C (стеклографит). Скорость разрушения для такого материала определяется процессами плавления и испарения стекла. Причем при достаточно высоких температурах преобладает испарение.

Таким образом, $G_w = G_{wSiO_2} / N_{SiO_2}$, где N_{SiO_2} — массовая доля кремнезема в составе материала, G_{wSiO_2} — массовая скорость испарения стекла, которая для неравновесного испарения может быть определена уравнением Кнудсена — Ленгмюра [11]:

$$G_{wSiO_2} = b \frac{p^*(T) - n_{SiO_2} P_b}{\sqrt{2\pi RT_w / M_{SiO_2}}}. \quad (4)$$

Здесь $p^*(T)$ — парциальное давление насыщенных паров SiO_2 , P_b — давление газа на поверхности, M_{SiO_2} , n_{SiO_2} — молекулярная масса и молярная концентрация паров SiO_2 на поверхности тела. При обтекании поверхности многокомпонентной смесью газов для концентрации компонентов ставятся граничные условия для решения уравнения диффузии, которые выражают баланс массы k -го компонента, подводимого к поверхности путем диффузии и вдува через поверхность:

$$G_w(c_k^0 - c_k) = D_k \frac{\partial c_k}{\partial n} + \tilde{W}_{kw},$$

где c_k^0 — концентрация k -го компонента во вдуваемой газе, D_k — эффективный коэффициент диффузии, \tilde{W}_{kw} — масса k -го компонента, исчезающего или появляющегося вследствие химических реакций на поверхности тела.

Основные особенности этих задач рассмотрим на примере обтекания тела из стеклотекстолита смесью кислорода и азота (приближенная модель воздуха). При деструкции стеклотекстолита в по-

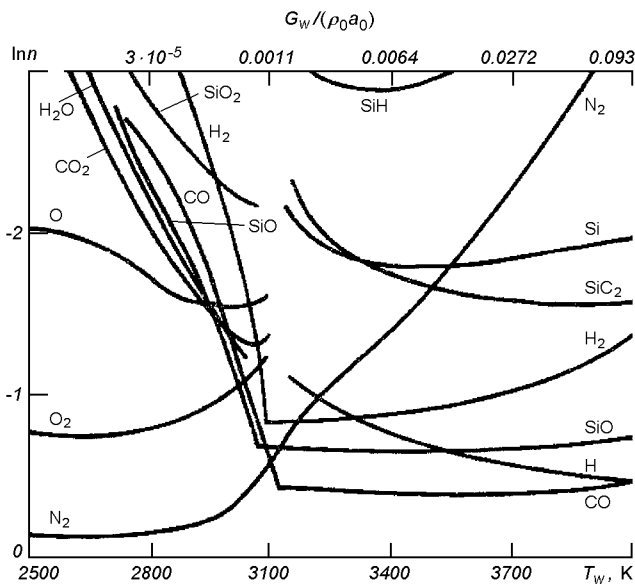


Рис. 2. Концентрации компонентов газа на поверхности пластины из стеклотекстолита

ток попадают пары кремнезема (внешний фронт), а также газы, образующиеся при пиролизе смолы на внутреннем фронте разложения и проникающие на поверхность тела через поры материала [9, 11]. Поток газа, обтекающий поверхность данного материала, содержит различные химические соединения пяти элементов С, О, Si, N, H. В широком диапазоне температур число компонентов в газе может достигать 50. При равновесном состоянии газа на поверхности состав вдуваемого газа определяется относительным содержанием перечисленных элементов в составе стеклотекстолита, т. е. массовой химического элемента в единице объема стеклотекстолита. На рис. 2 показаны зависимости от температуры поверхности мольных концентраций компонентов смеси при обтекании пластины из стеклотекстолита сверхзвуковым потоком воздуха при $M_\infty = 10$ и давлении $P = 0.121 \cdot 10^5$ Па. Принято, что в материале поверхности имеются 70 % Si, 23 % С, 2 % Н, 5 % О. На верхней шкале показана массовая скорость G_w разрушения поверхности, отнесенная к $\rho_0 a_0$, где ρ_0 и a_0 — плотность и скорость звука изоэнтропически заторможенного газа.

Интенсивность уноса материала зависит от мольной концентрации паров SiO_2 в газе и давления на поверхности тела. Для определения этих параметров необходимо решать уравнения невязкого обтекания, уравнения многокомпонентного погранично-

го слоя и уравнения, описывающие тепло- и массоперенос в материале. При описании равновесного состояния газа в систему уравнений пограничного слоя включают уравнения диффузии элементов. Эти уравнения следуют из уравнений диффузии компонентов (для их получения необходимо каждое из уравнений диффузии компонентов умножить на относительную долю соответствующего элемента в компоненте, и все уравнения сложить). Для турбулентных течений турбулентные числа Шмидта можно принять одинаковыми для всех компонентов, поэтому уравнения диффузии элементов имеют достаточно простой вид, совпадая по форме с уравнением теплопроводности. Для ламинарных течений в общем случае система уравнений для определения концентраций элементов имеет довольно сложный вид. Концентрации элементов, найденные из этих уравнений, используются для определения концентрации компонентов смеси из системы трансцендентных уравнений, выражающих закон сохранения массы элементов и закон действующих масс [9, 11, 13]. Концентрации компонентов смеси необходимы для расчета коэффициентов переноса в ламинарных течениях и для определения интенсивности испарения кремнезема.

Уравнения, выражающие закон сохранения массы элементов, имеют вид

$$\sum_{k=1}^K (A_{ik} - C_i) M_k n_k = 0, \quad i = 1, 2, \dots, k_e, \quad (5)$$

где A_{ik} — массовая доля i -го элемента в k -м компоненте, C_i — массовая доля i -го элемента в единице объема смеси, n_k и M_k — мольная доля и молекулярный вес k -го компонента, K , K_e — количества компонентов смеси и элементов, входящих в компоненты.

К уравнению (5) добавляется соотношение

$$\sum_{k=1}^K n_k = 1.$$

Набор уравнений, выражающих законы действующих масс, зависит от компонентного состава газа и протекающих реакций. В зависимости от количества кислорода в потоке может быть реализовано два предельных режима [9, 11]:

- при избытке кислорода в пограничном слое есть такие компоненты: O_2 , SiO_2 , CO_2 , CO , SiO , H_2O , O , N_2 . В этом случае уравнения закона действующих масс имеют вид

$$\frac{n_{\text{CO}_2}}{n_{\text{O}_2}^{1/2} n_{\text{CO}}} = K_{P_1}(T) P_b^{1/2},$$

$$\frac{n_{\text{H}_2\text{O}}}{n_{\text{O}_2}^{1/2} n_{\text{H}_2}} = K_{P_2}(T) P_b^{1/2}; \quad (6)$$

- при недостатке кислорода в пограничном слое есть O, SiO₂, SiO, H₂, H, N₂. В этом случае уравнения закона действующих масс можно записать в виде

$$\frac{n_{\text{Si}}}{n_{\text{SiO}_2}} = K_{P_5}(T),$$

$$\frac{n_{\text{H}}^2}{n_{\text{H}_2}} = K_{P_6}(T) / P_b, \quad (7)$$

$$\frac{n_{\text{Si}} \cdot n_{\text{H}_2}^{1/2}}{n_{\text{SiH}}} = K_{P_7}(T) / P_b^{1/2}.$$

Здесь $K_{P_i}(T)$ — константы равновесия соответствующих реакций. Их зависимость от температуры удобно определять из справочных данных. Система уравнений (5) и (6) или (7) решается методом последовательных приближений.

Таким образом, комплекс программ для решения рассматриваемых задач должен содержать модули, реализующие алгоритмы решения следующих задач [13, 18, 19, 24, 25].

1. Расчет обтекания тела сверхзвуковым потоком газа в режиме вязкого взаимодействия при заданных температурах поверхности, интенсивности вдува продуктов разложения поверхности тела, составе газа в пограничном слое и коэффициентах переноса. При этом используются уравнения Эйлера для невязкого газа и уравнения пограничного слоя либо уравнения вязкого ударного слоя. Эффективные алгоритмы расчета сверхзвукового обтекания тел в режиме вязкого взаимодействия описаны в [3, 7].

2. Определение элементного состава газа в узлах разностной сетки при заданных газодинамических параметрах, интенсивности вдува продуктов разложения и элементарного состава материала тела. Решаются уравнения диффузии.

3. Нахождение покомпонентного состава газа при заданных концентрации элементов, температуре и давлении. Решение уравнений типа (5)–(7).

4. Расчет очередного приближения интенсивности вдува продуктов разложения материала при заданных концентрации паров SiO₂, давлении и температуре. Используется соотношение (4).

5. Определение новых значений коэффициентов переноса. Используются приближенные формулы.

6. Проверка сходимости процесса определения интенсивности вдува.

7. Определение очередного приближения для температуры поверхности по уравнениям теплового баланса (1), (2) при заданных градиентах температуры в газе и внутри материала на поверхности тела.

8. Проверка сходимости процесса определения температуры поверхности.

9. Обработка результатов и переход на новый шаг по продольной координате.

Если задача о вязком взаимодействии решается методом глобальных итераций (определяется распределение давления на поверхности тела, из решения уравнений Эйлера, затем распределение толщины вытеснения из решения уравнений пограничного слоя по поверхности тела, уточнение давления на поверхности эффективного тела и т. д.), то перечисленные задачи решаются внутри цикла решения задачи вязкого взаимодействия.

При решении данных задач с учетом изменения формы тела к перечисленным операциям добавляется процедура определения формы тела в момент времени $\tau + \Delta\tau$ при заданных форме тела в момент времени τ и распределении массового уноса на его поверхности.

При изменении размерности задачи необходимо заменить только модули, выполняющие действия 1 и 2. При необходимости расчета обтекания тела из другого химически активного материала нужно сменить связку модулей 2 → 6, что при соответствующей организации программы можно сделать, не нарушив ее структуры и разработав заново или внеся изменения только в те модули, которые зависят от состава материала поверхности тела.

Комплексное решение задачи в постановке, основанной на рассмотренных выше подходах к решению задач обтекания и позволяющей учитывать различные особенности кинетики термохимического разрушения, возможно только в рамках комплекса программ, созданного на базе модульной технологии.

Общие методологические аспекты решения таких задач рассмотрены в работах [18, 19, 24, 25]. Примеры решения конкретных задач, в которых изучается взаимное влияние различных газодинамических и термохимических процессов представлены в работах [5, 6, 13, 15].

В качестве примеров, на которых изучается взаимное влияние различных газодинамических и термохимических процессов, рассмотрены задачи обтекания затупленного конуса из стеклографитового материала [13], модельные задачи о взаимном влиянии вязкого взаимодействия и термохимического разрушения поверхности и о влиянии указанных процессов на аэродинамическое сопротивление

[5, 6]. Существенно трехмерные эффекты рассмотрены на примере течения на линии растекания затупленного конуса из стеклографитового материала [15]. Хотя при этом отдельные вопросы рассмотрены схематично и в упрощенной постановке, эти задачи иллюстрируют основные особенности сверхзвукового обтекания тел с химически активной поверхностью.

ТЕРМОХИМИЧЕСКОЕ РАЗРУШЕНИЕ СТЕКЛОГРАФИТОВОЙ ПОВЕРХНОСТИ ЗАТУПЛЕННОГО КОНУСА

Выбор в качестве ТЗП стеклографитового материала представляет интерес в связи с тем, что этот материал в большом количестве входит в состав применяемых ТЗП и достаточно подробно и полно описаны особенности его взаимодействия с высокоэнтальпийным потоком газа [9, 11]. Для этой задачи характерно наличие основных особенностей явления и ее решение основано на реализации типичных для таких задач алгоритмов.

Рассчитывалось обтекание гиперзвуковым потоком газа кругового конуса со сферическим затуплением. Предполагалось, что в невозмущенном потоке $P_0 = 1200$ Па и $T_0 = 250$ К.

Кривые изменения температуры T_w теплоизолированной поверхности и скорости массового уноса $G_w/(\rho_0 a_0)$ вдоль образующей приведены на рис. 3 (x_c — координата точки сопряжения сферы и конуса, a_0 — скорость звука при температуре торможения). Рисунок иллюстрирует влияние растекания газа на наветренной стороне затупленного конуса, помещенного в сверхзвуковой поток под ненулевым углом атаки, на температуру теплоизолированной поверхности тела и интенсивность уноса материала ТЗП.

Чтобы исключить влияние изменения давления, которое, как следует из соотношения (4) и результатов многочисленных расчетов, существенно влияет на интенсивность уноса массы ТЗП, при проведении исследований влияния растекания газа на интенсивность уноса материала представляет интерес рассмотреть случаи обтекания с постоянным увеличением пространственных эффектов при неизменном уровне давления. В связи с этим выбраны следующие расчетные варианты: 1 — $\theta_k = 15^\circ$, $\alpha = 0^\circ$, 2 — $\theta_k = 10^\circ$, $\alpha = 5^\circ$, 3 — $\theta_k = 5^\circ$, $\alpha = 10^\circ$, 4 — $\theta_k = 0^\circ$, $\alpha = 15^\circ$, (θ_k — угол полураствора конуса, α — угол атаки). Эти варианты характеризуются тем, что угол между вектором скорости в наветренной плоскости и касательными к образующей тела

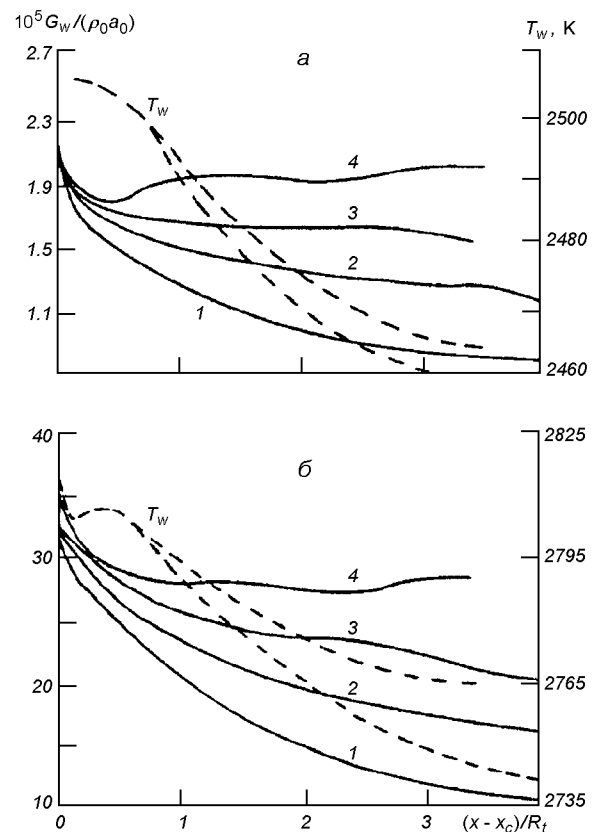


Рис. 3. Изменение температуры T_w (штриховые линии) стеклографитовой поверхности конуса и скорости уноса массы $G_w/(\rho_0 a_0)$ (сплошные линии 1—4) на линии растекания при $M_e = 10$ (а) и $M_e = 23$ (б). Детали см. в тексте

вращения сохраняется во всех четырех вариантах. При этом в соответствии с правилом местных затупленных конусов [15] распределение давления на линии растекания во всех случаях будет одинаковым и таким же, как на пятнадцатиградусном затупленном конусе при осесимметричном обтекании. В этих условиях отличие в распределении интенсивности уноса материала стеклографитовой поверхности и ее температуры для рассматриваемых четырех вариантов определяются в основном эффектами растекания. Результаты проведенных расчетов для случаев обтекания газа с числами $M_e = 10$ и 23 представлены на рис. 3.

Из приведенных результатов видно, что увеличение интенсивности растекания, связанное с увеличением угла атаки, приводит к незначительным изменениям в распределении температуры поверхности. Различия значений T_w в соответствующих

точках поверхности тела для случаев $\alpha = 0^\circ$ (кривая 1) и $\alpha = 15^\circ$ (кривая 4) достигает 4–5 К при $M_e = 10$ и 10–30 К при $M_e = 23$ при общем уровне температуры поверхности 2500–3000 К. Эта величина определяется уровнем температуры фазового перехода материала поверхности для локальных условий в окружающей среде. Отличия температуры поверхности, возникающие при увеличении угла атаки для заданного M_e , характеризуют разную степень отклонения процесса испарения двуокиси кремния от положения фазового равновесия. Увеличение растекания газа от плоскости симметрии, вызванное увеличением угла атаки, приводит к увеличению конвективного и диффузионного переноса продуктов разложения материала и к существенному увеличению скорости термохимического разложения поверхности. В точке сопряжения, расположенной для всех случаев на одинаковом расстоянии от точки торможения потока на сфере, скорость уноса массы изменяется при изменении угла атаки на 1–2 %. Этот результат характеризует точность вычислений. При удалении от точки сопряжения отличие в скорости уноса массы, вызванное увеличением угла атаки увеличивается, достигая для $\alpha = 15^\circ$ и $\alpha = 0^\circ$ значений 200–250 % на расстоянии порядка 3–4 радиусов сферы. Увеличение числа Маха набегающего потока от 10 до 23, сохраняя отмеченные особенности, на порядок повышает скорость термохимического разрушения материала и на 200–300 К — температуру поверхности.

ВЗАИМНОЕ ВЛИЯНИЕ ТЕРМОХИМИЧЕСКОГО РАЗРУШЕНИЯ ПОВЕРХНОСТИ И ВЯЗКОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ

Традиционно расчеты термохимического разрушения поверхности при обтекании тел гиперзвуковым потоком проводятся в целях прогноза теплового состояния поверхности ГЛА. Однако при корректном расчете обтекания перспективных гиперзвуковых ЛА, для которых характерна достаточно большая относительная длина, в силу чего сопротивление трения становится соизмеримым с волновым сопротивлением, представляется необходимым оценить влияние термохимического взаимодействия набегающего потока с материалом поверхности не только на тепловые, но и на силовые характеристики аппарата. В работах [5, 6, 13, 15] показано, что вдув в пограничный слой газообразных продуктов разложения поверхности может привести как к увеличению суммарного сопротивления, так и к его уменьшению, т. е. нельзя заранее указать не толь-

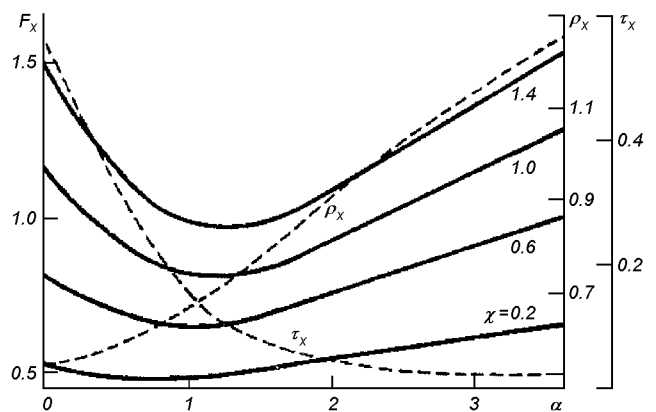


Рис. 4. Влияние интенсивности вдува α в пограничный слой на составляющие аэродинамического сопротивления: поверхностную $\tau_x/(a^3 x^{-3/4})$, волновую $\rho_x/(a^3 x^{-3/4})$ (штриховые) и полное сопротивление $F_x/(a^3 x^{-3/4})$ (сплошные линии) для разных значений параметра вязкого взаимодействия χ

ко величину, но и тенденцию изменения под влиянием разрушения ТЗП полного аэродинамического сопротивления тела. Общие особенности влияния вдува как одного из эффектов термохимического разрушения материала ТЗП на сопротивление тела при обтекании его гиперзвуковым потоком в режиме вязкого взаимодействия проиллюстрированы на рис. 4. Видно, что при вдуве в пограничный слой газообразных продуктов разложения ТЗП трение на поверхности тела уменьшается, а волновое сопротивление увеличивается (линии τ_x и ρ_x соответственно). Такое поведение сил трения и волнового сопротивления приводит к немонотонной зависимости от интенсивности вдува полного сопротивления тела. С увеличением параметра вязкого взаимодействия $\chi = M_e^2/\sqrt{Re_e}$ немонотонность зависимости аэродинамического сопротивления от интенсивности вдува проявляется сильнее.

В свою очередь, учет вязкого взаимодействия приводит к изменению давления и тепловых потоков на поверхности. Особенности термохимического разложения поверхности тела в условиях вязкого взаимодействия и его влияния на силовое и тепловое воздействие гиперзвукового потока на осесимметричные тела проиллюстрируем на примере обтекания острого конуса из тефлона. Выбор тефлона определен сравнительно простой кинетикой его химического разложения в высокоэнтальпийном потоке газа, что позволяет сосредоточить внимание на основных особенностях взаимного влияния вязкого взаимодействия и термохимического разложения обтекаемой поверхности и их совместного влияния

на сопротивление тела.

Область течения между ударной волной и поверхностью тела разбивается обычным образом на вязкую часть и пограничный слой, и методом последовательных приближений решается задача о сильном вязком взаимодействии. Параметры в вязком потоке на поверхности эффективного тела определяются по методу местных конусов. Уравнение пограничного слоя, записанные с учетом поперечной кривизны решаются в автомодельном приближении. Течение в пограничном слое рассчитывается с учетом вдува продуктов разрушения поверхности. Предполагается, что реализуются условия, при которых пиролиз тефлона происходит с образованием мономера C_2F_4 , который не взаимодействует с газом в набегающем потоке. Эти допущения будут справедливы при достаточно низких давлениях и дефиците кислорода в набегающем потоке. Принятый упрощенный подход, сохраняя основные черты рассматриваемого явления, дает возможность решить задачу достаточно просто. Решение задачи о течении в пограничном слое бинарной смеси газов при допущениях автомодельного приближения сводится к решению системы обыкновенных дифференциальных уравнений. Для определения \bar{G}_w — удельного массового уноса вещества с поверхности тела, отнесенного к $\rho_e V_e$, воспользуемся соотношением

$$\bar{G}_w = \sqrt{\frac{\rho_1 \lambda_1 b R / E}{c_1 (T_w - T_0) + \Delta / 2}} \frac{T_w \exp[-E / (2RT_0)]}{\rho_e V_e},$$

где T_0 — температура внутри тела, ρ_1 — плотность, λ_1 — коэффициент теплопроводности, c_1 — удельная теплоемкость тефлона, Δ — теплота пиролиза, b и E — константы реакции пиролиза, R — универсальная газовая постоянная. Принятые в расчетах численные значения этих величин взяты из работы [26]. Количество тепла, затраченное на прогрев материала поверхности и пиролиз тефлона, определено равенством

$$q_w = G_w [\Delta + c_1 (T_w - T_0)].$$

Температура поверхности тела подбирается в процессе решения задачи так, чтобы тепловой поток к телу из пограничного слоя был равен q_w .

Было проведено численное исследование взаимного влияния вязкого взаимодействия и термохимического разрушения поверхности. Рассматривалось обтекание острых конусов с углами полураствора $\theta_k = 10^\circ \dots 40^\circ$ при $M_e = 10$ и 20 . Параметры в набегающем потоке определялись из условий на высотах от 10 до 70 км. Характер влияния разру-

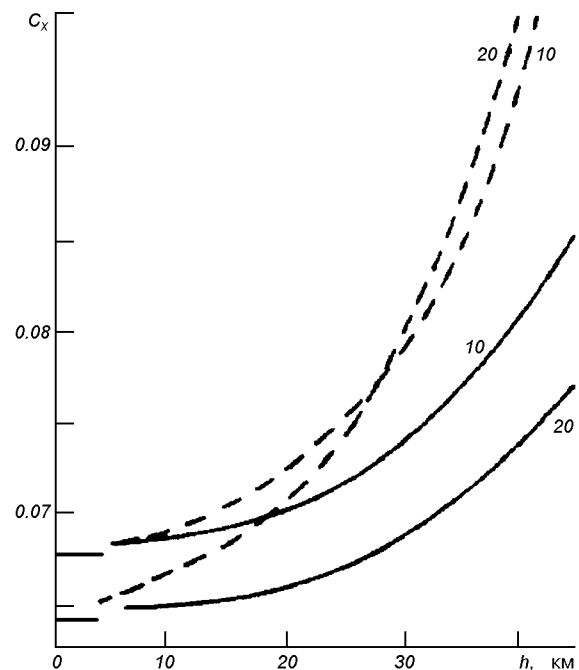


Рис. 5. Влияние термохимического разрушения поверхности из тефлона на аэродинамическое сопротивление конуса при $M_e = 10$ и 20 . Штриховые и сплошные линии — без учета и с учетом разрушения соответственно

шения поверхности тела на его аэродинамическое сопротивление показан на рис. 5. Штриховой и сплошной линиями представлены результаты расчетов соответственно без учета и с учетом разрушения поверхности тела. Вдув продуктов разрушения поверхности в пограничный слой приводит к увеличению волнового сопротивления и к уменьшению сопротивления трения, при этом для рассмотренных условий обтекания уменьшение сопротивления трения имеет основное значение, и полное сопротивление тела уменьшается.

Учет вязкого взаимодействия при расчете температуры поверхности тела и интенсивности уноса массы приводит к увеличению определяемых значений. Распределение температуры вдоль поверхности десятиградусного конуса при $M_e = 10$ с учетом вязкого взаимодействия представлено на рис. 6 (сплошные кривые). Кривые 1 и 2 построены для условий на высотах соответственно 50 и 60 км. Что касается интенсивности уноса материала, то при анализе обтекания конусов из тефлона выяснено, что для тонких конусов учет влияния вязкого взаимодействия может приводить к увеличению интенсивности уноса массы покрытия на 10—15 %.

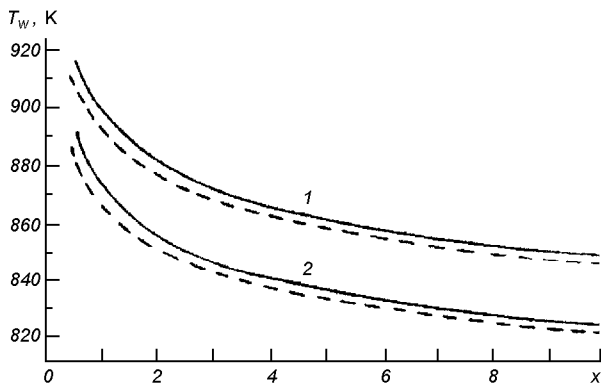


Рис. 6. Влияние вязкого взаимодействия на температуру поверхности конуса из тефлона. Штриховые и сплошные линии — без учета и с учетом вязкого взаимодействия соответственно

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, имеющееся программно-методическое обеспечение позволяет проводить исследования взаимодействия высокоэнтальпийного потока газа с поверхностями из термохимически разрушающихся материалов и может быть использовано как для оценки силовых и тепловых характеристик ГЛА, поверхность которых покрыта теплозащитными материалами, вступающих во взаимодействие с набегающим потоком, так и при обработке и интерпретации лабораторных и натуральных экспериментальных данных, а также при численно-экспериментальном определении теплофизических и термодинамических характеристик ТЗМ.

1. Авдеевский В. С., Галицкий В. П., Глебов Г. А. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / Под ред. В. К. Кошкина. — М.: Машиностроение, 1975.—624 с.
2. Белоцерковец И. С., Галицкий В. П., Тимошенко В. И. Влияние диссоциации воздуха и притупления носка летательного аппарата на тепловое состояние поверхности // Техн. механика.—1998.—Вып. 7.—С. 3—7.
3. Воронова Г. Г., Лиманский А. В., Тимошенко В. И. Параметрическое исследование аэродинамического качества затупленных конусов // Ученые записки ЦАГИ.—1991.—22, № 1.—С. 77—81.
4. Галицкий В. П. Тимошенко В. И. Проблемы создания научно-методического обеспечения по аэрогазодинамике ракет-носителей // Космічна наука і технологія.—1998.—4, № 2/3.—С. 64—72.
5. Лиманский А. В., Тимошенко В. И. О взаимном влиянии термохимического разрушения поверхности и вязкого взаимодействия при гиперзвуковом обтекании острого конуса // Космич. исслед. на Украине.—1977.—Вып. 12.—С. 54—69.
6. Лиманский А. В., Тимошенко В. И. Изменение формы

- конуса из тефлона и его аэродинамического сопротивления в гиперзвуковом потоке // Космич. исслед. на Украине.—1979.—Вып. 13.—С. 23—25.
7. Лиманский А. В., Тимошенко В. И. Расчет ламинарного обтекания осесимметричных тел в режиме вязкого взаимодействия при малых углах атаки // Гидроаэрогазодинамика и тепломассообмен летательных аппаратов. — Киев: Наук. думка, 1988.—С. 58—62.
8. Лунев В. В., Магомедов К. М., Павлов В. Г. Гиперзвуковое обтекание притупленных конусов с учетом равновесных физико-химических превращений. — М.: ВЦ АН СССР, 1968—203 с.
9. Панкратов Б. М., Полежаев Ю. В., Рудько А. К. Взаимодействие материалов с газовыми потоками. — М.: Машиностроение, 1976.—222 с.
10. Полежаев Ю. В. Методы и средства газодинамических испытаний летательных аппаратов: Учебное пособие. — М.: МАИ, 1983.—90 с.
11. Полежаев Ю. В., Юревич Ф. Б. Тепловая защита. — М.: Энергия, 1976.—392 с.
12. Прозорова Э. В., Резников В. И. Разрушение теплозащитного покрытия из тефлона при гиперзвуковых скоростях // Журн. прикл. механ. и техн. физики.—1974.—№ 4.—С. 96—100.
13. Тимошенко В. И. Особенности термохимического разрушения стеклографитовой поверхности затупленного конуса в гиперзвуковом потоке газа // Прикладная аэродинамика космических аппаратов. — Киев.: Наук. думка, 1977.—С. 45—49.
14. Тимошенко В. И. Влияние вдува в пограничный слой на сопротивление осесимметричного тела в гиперзвуковом потоке вязкого газа // Инж.-физ. журн.—1982.—12, № 5.—С. 746—750.
15. Тимошенко В. И. Термохимическое разрушение стеклографитовой поверхности затупленного конуса на линии растекания в трехмерном пограничном слое // Космич. исслед. на Украине.—1982.—№ 16.—С. 45—49.
16. Тимошенко В. И. Численное определение параметров в высокоэнтальпийном слое на телах с малым затуплением в сверхзвуковом потоке // Журн. вычисл. мат. и мат. физ.—1983.—№ 4.—С. 947—953.
17. Тимошенко В. И. Сверхзвуковые течения вязкого газа. — Киев: Наук. думка, 1987.—187 с.
18. Тимошенко В. И. Численное решение задач сверхзвукового обтекания тел в условиях термохимического разрушения поверхности // Методы исследований гиперзвуковых летательных аппаратов. Сб. докл. школы-семинара ЦАГИ «Механика жидкости и газа». — М.: ЦАГИ, 1994.—Ч. 3.—С. 31—39.
19. Тимошенко В. И. Проблемы математического моделирования процессов деструкции теплозащитных материалов и покрытий в высокоэнтальпийном потоке газа // Передовые термические технологии и материалы: Тр. междунар. симп. (22—26 сент. 1997 г., пос. Кацивели, Крым) / Отв. ред. С. В. Резник. — М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана 1999.—Ч. 2.—С. 116—118.
20. Тимошенко В. И., Белоцерковец И. С. Численное моделирование сверхзвукового пространственного обтекания тупых тел // Гидрогазодинамика и тепломассообмен летательных аппаратов. — Киев: Наук. думка, 1988.—С. 53—58.
21. Тимошенко В. И., Галицкий В. П. Оперативный расчет пространственного сверхзвукового обтекания тел, близких к осесимметричным // Изв. ВУЗов. Авиационная техника.—1991.—№ 4.—С. 22—26.
22. Тимошенко В. И., Галицкий В. П., Белоцерковец И. С. Комплексная программа оперативного расчета аэродинамических и тепловых характеристик гиперзвуковых летатель-

- ных аппаратов // Методы исследований гиперзвуковых летательных аппаратов: Тез. докл. школы-семинара ЦАГИ. — М.: ЦАГИ, 1992—С. 175—176.
23. Тимошенко В. И., Гусынин В. П. Использование гиперзвуковых технологий при создании перспективных транспортных космических систем // Космічна наука і технологія.— 1999.—5, № 1.—С. 97—107.
24. Тимошенко В. И., Лиманский А. В. Технология численного решения на ЭВМ задач газовой динамики. — Киев: Наук. думка, 1985.—231 с.
25. Timoshenko V. I. Computer technology of solving problems in gasdynamics. — New York: Begell house inc. Publ., 1998.— 247 p.
26. Timoshenko V. I., Gusynin V. P. The scientific and design investigation on ramjet engines and hypersonic technologies in Ukraine // Proc. of 13 Int. Symp. on air breathing engines. — Chattanooga, Tennessee, USA, 1997.—Vol. 2.—P. 1473—1482.

PROBLEMS ON SCIENTIFIC AND METHODOLOGICAL MAINTENANCE OF DEVELOPMENT AND OPERATION OF HEAT-PROTECTIVE COATINGS FOR HEAT-STRESSED ELEMENTS OF OBJECTS OF SPACE-ROCKET ENGINEERING. I. MATHEMATICAL SIMULATION OF PROCESSES OF THE DESTRUCTION OF HEAT-PROTECTIVE MATERIALS AND COATINGS

V. I. Timoshenko, G. A. Frolov

We give the general characteristic of the problem on modelling of flow of surfaces from heat-protective materials which enter into thermochemical interaction with a gas flow by a high-enthalpy gas flow. Particular attention is given to the mathematical simulation of the interaction of a high-temperature gas flow with heat-protective coatings at hypersonic speeds and to the illustration of main features of flow of bodies under conditions of thermochemical destruction of a heat-protective coating.