На правах рукописи

Купрюхин Александр Александрович

## ОПТИМИЗАЦИЯ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ ГИПЕРЗВУКОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПУТЕМ ВАРИАЦИИ КАТАЛИТИЧЕСКИХ И ИЗЛУЧАТЕЛЬНЫХ СВОЙСТВ

Специальность 01.04.14

«Теплофизика и теоретическая теплотехника»

Автореферат

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Москва – 2010

Работа выполнена в Московском авиационном институте (государственном техническом университете)

Научный руководитель:

Заслуженный деятель науки Р.Ф.,

д.т.н., профессор Никитин Петр Васильевич.

Официальные оппоненты:

д.т.н., профессор Чудецкий Юрий Викторович.

к.т.н. Доморацкий Александр Николаевич

Ведущая организация:

Центральный аэрогидродинамический институт (ФГУП ЦАГИ) им. профессора Н. Е. Жуковского.

Защита состоится « 13 » декабря 2010 г. на заседании диссертационного Совета Д 212.125.08 при Московском авиационном институте (государственном техническом университете) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4

Отзывы на автореферат, заверенные печатью, просьба прислать по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4, Московский авиационный институт (государственный технический университет) «МАИ».

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского авиационного института (государственного технического университета).

Автореферат разослан « 08 » ноября 2010 г.

Ученый секретарь диссертационного совета Д 212.125.08 д.т.н., профессор

Ю.В. Зуев

Актуальность работы. Дальнейшее развитие ракетно-космической техники будет связано с созданием изделий нового поколения.

Научное прогнозирование показывает, что сегодня эту проблему можно успешно решить только с использованием новых структур углерод-углеродных композиционных материалов (УУКМ). УУКМ нашли широкое применение в изделиях ракетно-космической техники в качестве материалов теплозащитного назначения.

Однако при всех многочисленных достоинствах УУКМ обладают некоторыми недостатками и, прежде всего, низкой термостойкостью в Поэтому УУКМ требуется окислительной среде. для специальные термостойкие покрытия. Разработка научных основ технологии формирования таких покрытий является актуальной НИР для ракетно-космической техники нового поколения. Данная задача являлась предметом исследования диссертационной работы.

Одной их задач таких исследований является научный поиск и разработка рецептуры композиционных термостойких покрытий с повышенными каталитическими и излучательными свойствами.

Указанные свойства материалов неразрывно связаны с составом, физикохимическими характеристиками, кристаллической структурой, пористостью, напряженным состоянием, глубиной пробега излучения и другими характеристиками поверхностного слоя.

Каталитические свойства поверхности теплозащитных материалов оказываются единственным фактором, способным уменьшить подвод тепла к поверхности, а излучательные свойства и максимально допустимая рабочая поверхности являются основными температура материала факторами, способными увеличить отвод подведенного к поверхности материала тепла в окружающее пространство. В связи научное прогнозирование С ЭТИМ излучательных свойств каталитических И И разработка методов экспериментальной отработки высокотемпературных материалов и защитных покрытий с целью улучшения этих свойств является актуальной задачей при разработке перспективных космических аппаратов и аэрокосмических систем.

В связи с указанным целью диссертационной работы являлось исследование каталитических и излучательных свойств теплозащитных покрытий с целью оптимизации тепловой защиты космических летательных аппаратов планирующего класса.

Для достижения указанной цели в работе поставлены и решены следующие задачи:

1. Проведен анализ тепло- и массообмена в химически активном пограничном слое на каталитически активной поверхности. На базе анализа выведено критериальное соотношение для расчета теплообмена.

2. Предложены методы по улучшению каталитических и излучательных свойств углерод-углеродных композиционных материалов путем

3

формирования на их поверхности тонких композиционных термостойких покрытий.

3. На базе низкотемпературного газодинамического метода разработана технология нанесения на твердую поверхность тонких термостойких композиционных покрытий.

4. Разработана математическая модель и составлен алгоритм экспериментального определения каталитических и излучательных свойств теплозащитных покрытий.

5. С целью исследования каталитических и излучательных свойств разработаны, реализованы и апробированы методы и средства диагностики высокотемпературных потоков на газодинамических стендах.

6. Проведены экспериментальные исследования по определению каталитических и излучательных свойств теплозащитных покрытий на газодинамических стендах, воспроизводящих необходимые траекторные параметры космических летательных аппаратов планирующего класса.

7. Проведено экспериментальное исследование теплообмена на поверхностях с разной каталитической активностью. Результаты эксперимента сопоставлены с расчетными данными данной работы и других авторов.

**Научная новизна работы** заключается в том, что проведено экспериментально-аналитическое исследование тепло-массообмена в химически активном пограничном слое, возникающем при полете космических летательных аппаратов с гиперзвуковыми скоростями. Это позволило:

- вывести модифицированное уравнение расчета суммарной величины плотности теплового потока с учетом влияния каталитических свойств поверхности теплозащитных материалов;

- на основе полученного уравнения разработать методику и составить алгоритм экспериментального определения каталитических свойств теплозащитных покрытий;

- разработать методику и составить алгоритм экспериментального определения излучательных свойств теплозащитных покрытий;

- рекомендовать пути улучшения каталитических и излучательных свойств углерод-углеродных композиционных материалов теплозащитного назначения.

Практическая ценность и реализация результатов работы состоит в том, что:

- 1. Получено и проверено экспериментально модифицированное уравнение расчета плотности теплового потока на каталитически активной поверхности космических летательных аппаратов планирующего класса;
- 2. Предложен и научно обоснован метод подбора рецептур компонентов термостойких покрытий для формирования с улучшенными каталитическими и излучательными свойствами;
- 3. Разработана и реализована экспериментально технология формирования термостойких защитных покрытий на поверхности УУКМ;

- 4. Разработана методика и реализован алгоритм экспериментального определения каталитических и излучательных свойств перспективных теплозащитных покрытий;
- 5. Разработаны и реализованы в эксперименте методы и средства диагностики параметров сверхзвуковых потоков и теплофизических свойств покрытий.
- 6. Проведены экспериментальные исследования по определению каталитических и излучательных свойств теплозащитных покрытий разного композиционного состава.
- 7. Сопоставление аналитических и экспериментальных данных показали удовлетворительную корреляцию.

### Положения, выносимые на защиту:

- анализ тепло-масссообмена на каталитически активной поверхности космических летательных аппаратов планирующего класса;

- методика расчета теплообмена на каталитически активной поверхности при гиперзвуковой скорости полета КЛА;

- пути улучшения каталитических и излучательных свойств углеродуглеродных композиционных материалов теплозащитного назначения;

- методы и средства диагностики параметров высокотемпературных газовых потоков;

- результаты экспериментального определения «  $\varepsilon_w - k_w$ » свойств защитных покрытий на поверхности УУКМ.

Достоверность полученных результатов обуславливается большим объемом проведенных в работе экспериментов с использованием современных методов и средств газодинамической и теплотехнической диагностики. Достоверность данных теоретических исследований подтверждается убедительной корреляцией с результатами экспериментов.

**Личный вклад автора.** Основные экспериментальные и аналитические результаты работы получены в лаборатории кафедры «Авиационно-космической теплотехники». Большинство представленных конструктивных решений, все представленные в работе экспериментальные и расчетно-теоретические исследования, а также обработка и анализ полученных результатов выполнены лично автором.

Апробация результатов работы. Основные результаты диссертационной работы докладывались на заседании кафедры "Авиационно-космической теплотехники" МАИ, на научном семинаре по фундаментальным проблемам аэродинамики ведущей организации «Центральный аэрогидродинамический институт (ФГУП ЦАГИ) им. профессора Н. Е. Жуковского», г. Жуковский, на межотраслевом научно – техническом форуме «Достижение молодых научных и инженерных кадров для авиации и космонавтики» - 2009г., г. Москва, на 8-й Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2009», г. Москва, на всероссийской конференции молодых ученых и студентов «Информационные технологии в авиационной и космической технике - 2010» г. Москва.

Публикации. Основные результаты работы отражены в двух статьях, опубликованных в журналах: «Вестник МАИ», «Труды МАИ», в тезисах шести докладов на Всероссийских конференциях молодых ученых и студентов «Информационные технологии в авиационной и космической технике - 2008 и 2010», 8-й Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2009», на межотраслевом научно – техническом форуме «Достижение молодых научных и инженерных кадров для авиации и космонавтики» - 2009г., на научном профессора Жуковского». семинаре ЦАГИ ИМ. H. E. режиме В видеоконференции на ИТПМ СО РАН г. Новосибирск, СПбГПУ г. Санкт – Петербург – 2010г. и двух научно - технических отчетах по теме диссертации при выполнении грантов РФФИ.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, шести глав, основных выводов, списка использованных источников Объем работы составляет 189 страниц машинописного текста, библиографический список из 82 наименований.

### ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ.

**Во введении** обоснована актуальность работы, ее практическая значимость. Проанализированы вопросы защиты конструкций путем нанесения покрытий газотермическими методами. Сформулированы цель и задачи исследования.

**В первой главе** проанализировано влияние каталитической активности материала стенки на процессы теплообмена в зависимости от степени неравновесности пограничного слоя.

Во второй главе проведен анализ теплообмена на поверхности КЛА, притупленной сферой формы, при обтекании поверхности диссоциированным потоком высокотемпературного воздуха. Анализ предшествует разработке алгоритма определения каталитических свойств конструкционных материалов на газодинамических стендах, широко используемых при создании систем тепловой защиты космических летательных аппаратов планирующего класса. математическая Критически проанализирована модель Гуларда, представляющая методику расчета теплообмена на каталитически активной частности, проведен глубокий анализ поверхности. В критериального соотношения, рекомендованного Гулардом для расчета суммарного теплового потока в стенку в передней критической точке с учетом каталитической активности поверхности теплозащитного материала.

$$q_{w} = q_{w,\lambda} + q_{w,pek} = 0.664 \cdot \left[\beta \cdot \mu_{0} \cdot \rho_{0}\right]^{\frac{1}{2}} \cdot \Pr_{w}^{-\frac{2}{3}} \left[1 + \left(Le^{\frac{2}{3}} \cdot \varphi - 1\right) \cdot C_{i,e} \frac{h_{i}^{0}}{I_{0}}\right] \cdot \left(I_{0} - I_{w}\right)$$
(1)

На базе этого выражения Гулард провел расчет теплообмена в передней критической точке и получил ряд зависимостей в виде  $\bar{q} = f(k_w)$  для разных высот полета КЛА. Результаты расчета Гуларда приведены на рис.1.



км/с, 3-6,0 км/с, 4-4,8 км/с, 5-4,2 км/с, 6-3,6 км/с, 7-3,0 км/с, 8-2,4 км/с Из представленных на рис. 1 100 k<sub>w</sub>, м/с данных следует, что при допущениях, принятых автором при выводе уравнения (1), каталитическая активность материала стенки сильно, до трех раз, может изменить интенсивность теплообмена В неравновесном химически активном Проведенный нами анализ показал, что пограничном слое. методика, рекомендованная Гулардом, требует уточнения в связи с использованием им весьма грубого приближения. В частности, Гулардом было принято, что при гиперзвуковых полетах космических летательных аппаратов в атмосфере (высокие энтальпии торможения набегающего потока) произведение (p·µ)<sub>w</sub> на стенке примерно равно аналогичному произведению ( $\rho \cdot \mu$ )<sub>0</sub> на внешней границе

Рис.

1.

каталитической

поверхности

высоте 60 км.

Влияние

 $k_{w}$ 

на

согласно (1) тепловой поток в стенку для разных скоростей полета КЛА на

1- скорость полета V=7,8 км/с, 2- 6,6

по

Гуларду

активности

приведенный

Проведенные нами оценки показали, что это соотношение не выполняется ни при каких условиях (см. рисунок 2).

пограничного слоя, т.е. при давлении  $P_0$  и температуре  $T_0$  торможения.

Вывод уравнения теплового потока *q*<sub>w</sub> в стенку, обладающей разной каталитической активностью, строился на базе концепции химически активного пограничного слоя, согласно которой  $q_w = q_{w,\lambda} + q_{w,pek}$ . При этом тепловой поток  $q_{w,\lambda}$ , обусловленный процессом теплопроводности высокотемпературного газа В пограничном слое, согласно, представляется соотношением:





$$q_{w,\lambda} = 0,47 \left[ 2\beta \cdot \left( \mu_e \rho_e \right)_{_{3aMOP}} \right]^{/2} \cdot \Pr_w^{-\frac{1}{3}} \cdot I_{_{3aMOP}}$$
(2)

В свою очередь, тепловой поток  $q_{w,pek}$ , вызванный реализацией экзотермической реакции рекомбинации атомов на стенке, может быть получен на базе основных положений теории химически активного пограничного слоя.

Очевидно, указанная плотность теплового потока в стенку  $q_{w,pek}$  определяется массовым диффузионным потоком атомов к поверхности  $g_i$ , а

7

также величиной удельной теплоты рекомбинации атомов  $h_i^0$  (образования молекул), т.е.:

$$q_{w,pek} = g_i \cdot h_i^0 \tag{3}$$

Понятно, что (3) справедливо для абсолютно каталитической поверхности, когда все атомы диффузионного потока  $g_i$  рекомбинируют в молекулы с выделением теплоты.

Если поверхность обладает каталитической активностью  $k_w$ , то на величину диффузионного потока  $g_i$  к стенке  $k_w$  будет оказывать непосредственное влияние. В таком случае имеем, согласно закону Фика  $g_i = \rho_w \cdot D_w \cdot \left(\frac{\partial C_i}{\partial y}\right)_w = k_w \cdot \left(C_{i,w}\rho_w\right)^m$  получим:

$$q_{w,pe\kappa} = k_w \cdot C_{i,w} \cdot \rho_w \cdot h_i^0 \tag{4}$$

(5)

Из теории диффузии компонентов в химически активном пограничном слое известно, что массовая концентрация компонентов на стенке равна  $C_{i,w} = z_w \cdot C_{i,e}$ .

где

$$z_{w} = \frac{1}{\left[\frac{(\mu_{e}\rho_{e})_{0}}{2\beta}\right]^{1/2}} \cdot \frac{k_{w}}{0,47Sc^{1/3} \cdot \rho_{w} \cdot D_{i,j_{w}}} + 1$$

*C<sub>i,e</sub>* - массовая концентрация і – ой компоненты на внешней границе пограничного слоя.

Подставив (5) в (4), получим:

$$q_{w,pe\kappa} = 0,47 \left[ 2\beta \left( \mu_e \rho_e \right)_0 \right]^{\frac{1}{2}} \cdot Sc^{-\frac{2}{3}} \cdot h_i^0 \cdot C_e \cdot \varphi \tag{6},$$

где параметр  $\varphi$  представляет соотношение:

$$\varphi = \frac{1}{1 + \frac{0,47Sc^{-\frac{2}{3}} \cdot [2\beta(\mu_e \rho_e)_{_{3amop}}]^{\frac{1}{2}}}{\rho_w \cdot k_w}}$$
(7)

Далее, как отмечалось ранее, тепловой поток  $q_w$  в стенку, обладающей разной каталитической активностью, запишем в виде:

$$q_{w} = q_{w,\lambda} + q_{w,pe\kappa} \tag{8}.$$

Подставив в (8) соотношения (3) и (6) и преобразовав, получим:

$$q_{w} = 0,665 \left[ \beta \cdot \left( \mu_{3amop} \cdot \rho_{3amop} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \cdot \Pr^{-\frac{2}{3}} \left[ \left( Le \right)^{\frac{2}{3}} \cdot h_{i}^{0} \cdot C_{e} \cdot \varphi + I_{3amop} \right]$$
(9),

где *I*<sub>замор</sub> – энтальпия газа в замороженном пограничном слое представляется в дифференциальной форме уравнением

$$dI_{_{3aMop}} = C_P \cdot dT(y) + d\left[\frac{u^2(y)}{2}\right]$$
(10)

где u(y) – функция распределения скорости по толщине пограничного слоя, а T(y) - функция распределения термодинамической температуры по толщине пограничного слоя.

Это объясняется тем, что соотношение (3) представляет тепловой поток в пограничном слое, обусловленный теплопроводностью высокотемпературной газовой смеси, без учета химических реакций диссоциации и рекомбинации, т.е. пограничный слой можно считать замороженным.

Очевидно, поскольку у стенки  $u \rightarrow 0$ , то соотношение (10) можно записать в интегральной форме в виде:

$$I_{\scriptscriptstyle 3AMOP} = C_{P,0} \cdot T_0 \tag{11},$$

где T<sub>0</sub> статическая температура газа в передней критической точке, т.е. температура торможения набегающего потока.

Кроме того, непосредственно у поверхности тела, где реализуется экзотермическая реакция рекомбинации атомов с образованием молекул, энтальпия торможения газовой смеси химически активного пограничного слоя может быть представлена в иной форме:

$$dI_0 = dI_{3amop} + h_i^0 \cdot dC_i \tag{12},$$

где  $h_i^0$  – удельная энтальпия образования молекул на стенке в результате экзотермической реакции рекомбинации атомов.

Уравнение (12) непосредственно на поверхности можно записать интегральной форме в виде:

$$I_0 = C_{P,0} \cdot T_0 + h_i^o \cdot C_{i,e}$$
(13).

В таком случае, комбинируя (11) и (13), получили в интегральной форме следующее выражение для  $I_{_{3амор}}$ :

$$I_{3amop} = I_0 - h_i^0 \cdot C_{e,i}$$
(14).

Подставив уравнение (14) в соотношение (9) и преобразовав, получили:

$$q_{w} = 0,665 \left[ \beta \cdot \left( \mu_{3amop} \cdot \rho_{3amop} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \cdot \Pr^{-\frac{2}{3}} \left[ 1 + \left( Le^{\frac{2}{3}} \varphi - 1 \right) \cdot \frac{h_{i}^{0}}{I_{0}} \cdot C_{e} \right] \left( I_{0} - I_{w} \right)$$
(15)

где параметр ф представляется соотношением в виде:

$$\varphi = \frac{1}{1 + \frac{0,47Sc^{-\frac{2}{3}} \cdot [2\beta(\mu_{3amop} \cdot \rho_{3amop})]^{\frac{1}{2}}}{\rho_{w} \cdot k_{w}}}$$
(16).

Полученное соотношение (15) позволяет рассчитать плотность теплового потока в стенку передней критической точки, обладающей конкретной каталитической активностью. Это свойство поверхности КЛА представлено в (16) параметром  $k_w$ .

Однако полученное соотношение (15) неудобно для непосредственного применения в расчетной практике, поскольку для определения значений комплекса параметров ( $\mu_{3амор} \cdot \rho_{3амоp}$ ) необходимо знать температуру торможения замороженного потока. По определению такая температура представляется уравнением (10). Как видно, для определения указанной температуры необходимо решить систему дифференциальных уравнений химически

активного пограничного слоя, сформировавшегося на каталитической поверхности. Это непростая задача.

Для устранения возникшей трудности было проведено преобразование уравнения (15). Для этой цели было использовано соотношение Сатерленда в виде:

$$\rho_{w} \cdot \mu_{w} = \left(\rho_{0} \cdot \mu_{0}\right) \left(\frac{I_{o}}{I_{w}}\right)^{0.34}$$
(17)

Это соотношение широко используется в исследовательской практике. Далее подставим (17) в (15) и (16), соответственно. Преобразовав, получим:

$$q_{w} = 0,665 \left[\beta \cdot \left(\rho_{w} \cdot \mu_{w}\right)\right]^{\frac{1}{2}} \cdot \left(\frac{I_{w}}{I_{0}}\right)^{0,17} \cdot \Pr^{-\frac{2}{3}} \left[1 + \left(Le^{\frac{2}{3}}\varphi - 1\right) \cdot \frac{h_{i}^{0}}{I_{0}} \cdot C_{e}\right] \left(I_{0} - I_{w}\right) \quad (18).$$

А также:

$$\varphi = \frac{1}{1 + \frac{0,665Sc^{-\frac{2}{3}} \cdot \left[\beta \cdot \left(\frac{\mu_{w}}{\rho_{w}}\right)\right]^{\frac{1}{2}} \cdot \left(\frac{I_{w}}{I_{0}}\right)^{0,17}}{k_{w}}}$$
(19).

В уравнениях (18) и (19)  $I_w$  – энтальпия воздушной смеси при температуре поверхности  $T_w$ ,  $I_0$  – энтальпия торможения набегающего потока. По определению представляется уравнением:

$$I_0 = C_P \cdot T_f + \frac{V_{\infty}^2}{2}$$
 (20)

где  $T_f$  - термодинамическая (статическая) температура набегающего потока,  $V_{\infty}$  – скорость набегающего потока.

Далее, для удобства проведения последующих расчетов, в диссертации получено соотношение в виде:

$$\overline{q}_{w} = \frac{q_{w,k_{w}}}{q_{w,k_{w}\to\infty}} = \frac{1 + \left(Le^{\frac{2}{3}}\varphi - 1\right) \cdot \frac{h_{i}^{0} \cdot C_{e}}{I_{0}}}{1 + \left(Le^{\frac{2}{3}} - 1\right) \cdot \frac{h_{i}^{0} \cdot C_{e}}{I_{0}}}$$
(21),

где  $q_{w,k_w}$  - плотность теплового потока в стенку при  $0 < k_w < \infty$ ,  $q_{w,k_w \to \infty}$  - при  $k_w = \infty$ , параметр  $\phi$  представляется соотношением (19).

Далее, полученное ранее уравнение (18) преобразуем для расчета теплового потока в области передней критической точки. Для этого воспользовались соотношением (17) и условием  $u_e = \beta \cdot x$ . Тогда:

$$q_{w} = 0.664 \cdot \operatorname{Re}_{w}^{\frac{1}{2}} \cdot \operatorname{Pr}_{w}^{-\frac{2}{3}} \cdot \frac{\mu_{w}}{x_{s\phi}} \cdot \left(\frac{I_{w}}{I_{0}}\right)^{0,17} \cdot \left[1 + \left(Le^{\frac{2}{3}} \cdot \varphi - 1\right) \cdot C_{i,e} \frac{h_{i}^{0}}{I_{0}}\right] \cdot \left(I_{0} - I_{w}\right) (22).$$

При этом выражение (22) получено для случая, когда в пограничном слое, газ однородный и бинарный, например, только атомы и молекулы кислорода воздуха. Как известно, в этом случае массовая концентрация атомов на

внешней границе пограничного слоя  $C_{i,e}$  равна массовой концентрации атомов кислорода на внешней границе пограничного слоя  $C_{o,e}$ . То есть  $C_{i,e} = C_{o,e}$ .

В случае, если газ в объеме пограничного слоя многокомпонентный, например, атомы и молекулы кислорода и азота, то формула (22) преобразуется к виду:

$$q_{w} = 0.664 \cdot \operatorname{Re}_{w}^{\frac{1}{2}} \cdot \operatorname{Pr}_{w}^{-\frac{2}{3}} \cdot \frac{\mu_{w}}{x_{2\phi}} \cdot \left(\frac{I_{w}}{I_{0}}\right)^{0,17} \cdot \left[1 + \left(Le^{\frac{2}{3}} \cdot \varphi - 1\right) \cdot \frac{\sum_{i=1}^{n} C_{i,e} \cdot h_{i}^{0}}{I_{0}}\right] \cdot \left(I_{0} - I_{w}\right) \quad (23).$$

Далее, в главе проведено сравнение экспериментальных и расчетных данных плотностей тепловых потоков на каталитической стенке, рассчитанных по моделям различных авторов с данными, в том числе и по уравнению (18) настоящей работы. Результаты расчетов для серии значений  $k_w$  в сопоставлении с экспериментальными данными настоящей работы представлены на рисунке 3 и 4.



Рис. 3. Плотность теплового потока в передней критической точке КЛА сферической формы Ø 0,1 м на высоте полета 60 км в зависимости от полета скорости разных значений И каталитической активности поверхности. Температура поверхности Tw = 700 К.  $1 - k_w \rightarrow \infty$ , расчет по уравнению Фея – Ридделла ;  $2 - k_w \rightarrow \infty$ , расчет по уравнению Лиза;  $3 - k_w =$ 10 м/с, расчет Гуларда по (1); 4 –  $k_w = 1$  м/с, расчет по (1);  $5 - k_w = 0,1$  м/с, расчет по (1);  $6 - k_w$ = 0,01 м/с, расчет по (1); 7 –  $k_w$  = 0 м/с, расчет по (1), • - эксперимент МАИ.

Рис. 4. Плотность теплового потока в передней критической точке КЛА сферической формы Ø 0,1 м на высоте полета 60 км в зависимостиот скорости полета и разных значений каталитической активности поверхности. Температура поверхности T<sub>w</sub> = 700 K.

1 -  $k_w = 1$  м/с, расчет по (1); 2 -  $k_w = 1,0$  м/сек, расчет по уравнению (18), 3 -  $k_w = 0,1$  м/с, расчет по (1); 4 -  $k_w = 0,1$  м/с, расчет по уравнению (18) данной работы, •, + - эксперимент МАИ.

Из представленных на рис. 3 и 4 данных можно сделать несколько важных выводов:

- на величину плотности теплового потока сильно влияет каталитическая активность стенки по отношению к реакции рекомбинации атомов;



- сравнение экспериментальных данных настоящей работы при  $k_w = \infty \text{ м/c}$  (теплоприемный элемент калориметра из меди) с результатами расчетов по уравнению Фея-Ридделла, при прочих равных условиях, показал удовлетворительное соответствие с погрешностью ±5...7% (рис. 3);

- сравнение экспериментальных данных по теплообмену настоящей работы для  $k_w = 0,1$  м/с и  $k_w = 1$  м/с с расчетными данными, полученными по уравнению (18) показали удовлетворительную корреляцию результатов с погрешностью не более  $\pm 7\%$  (рис. 4);

- сопоставление расчетных данных по уравнению Гуларда (1) с данными полученными в настоящей работе по уравнению (18) показало значительное до 30% несоответствие результатов. Это указывает на тот факт, что допущения, сделанные Гулардом при выводе уравнения (1), далеки от реальных процессов.

Таким образом, анализ результатов показал, что выбор материалов тепловой защиты КЛА планирующего класса должен проводиться с научным обоснованием применимости каждого конкретного материала с позиции как его теплозащитных, так и каталитических свойств. В инженерной практике такой научный анализ следует проводить с учетом нескольких факторов, систематизация которых стала возможной благодаря проведенному выше анализу.

**В третьей главе** проведен анализ возможности улучшения каталитических и излучательных свойств углерод-углеродных композиционных материалов (УУКМ).

В результате предложены пути улучшения указанных « $\varepsilon_{w} - K_{w}$ » - свойств путем формирования специальных термостойких покрытий на поверхности УУКМ, снабженных предварительно поверхностным слоем из карбида кремния.

Показано, что в системах тепловой защиты наиболее благоприятными с позиции катализа свойствами обладают стекла и оксиды металлов. Они имеют практически нулевую каталитическую активность, что в несколько раз позволит снизить тепловой поток в конструкцию КЛА.

Таким образом, на поверхности УУКМ следует сформировать некий защитный слой, который бы обеспечил низкую каталитическую активность поверхности ( $k_w \rightarrow 0$ ) при сохранении или даже увеличении излучательных свойств ( $\varepsilon_w \rightarrow 1$ ). Решение этой задачи возможно, например, посредством создание на поверхности тонкой пленки из *SiO*<sub>2</sub>, которая обладает нулевой каталитической активностью. Однако при всей важности этого факта, двуокись кремния имеет низкую термическую стойкость, так как температура ее плавления  $T_{III} \approx 2000K$ .

Для устранения этого недостатка в работе проанализированы возможности применения термостойкой системы из композиции элементов типа *Si-Ti-Mo*, (кремний, титан, молибден).

Установлено, что при применении композиции *Si-Ti-Mo*, необходимая каталитическая активность поверхности обеспечивается посредством

12

появления на поверхности аморфной пленки *SiO*<sub>2</sub>, посредством окисления кремния Si кислородом набегающего потока и поддерживается в динамическом равновесии на протяжении всего времени воздействия на материал высокотемпературным газовым потоком.

Более сложным, является разработка научно обоснованного метода улучшения излучательных свойств УУКМ при одновременном снижении каталитических.

Из физической химии известно, что при выборе базовой элементной системы (например, типа *Si-Ti-Mo*) для получения покрытия с высокой излучательной способностью  $\varepsilon_w$ , целесообразно использовать соединения с сильной химической связью (ионные, ковалентные и ионно-ковалентные и др.). Это объясняется тем, что величина степени черноты  $\varepsilon_w$  сильно зависит от соотношения между составляющими смешанных типов связи. В покрытиях на основе систем *Si-Ti-Mo* все структурные составляющие имеют либо металло-ковалентную с сильной ковалентной составляющей (дисилициды), либо чисто ковалентную связь, а некоторые из них, например, *MoO*<sub>3</sub>, *TiO*<sub>3</sub> или *SiO*<sub>2</sub> с наложением еще и ковалентной составляющей.

Технология создания системы *Si-Ti-Mo* такова, что в исходном состоянии структура покрытия гетерофазная и многокомпонентная. Методами рентгеноструктурного и микроспектрального анализа показано, что она состоит из сложных силицидов типа  $(Ti_{0,4...0,05}Mo_{0,6...0,05})Si_2$ , из диаликсида титана  $(TiSi_2)$  и относительно легкоплавкой эвтектики  $[Si - (TiMo)Si_2 - TiSi_2]$  температурой плавления *1600...1640К*. В объеме покрытия присутствует небольшое количество  $SiO_2$ .

При всех своих положительных качествах по уровню « $\varepsilon_{\rm W} - K_{\rm W}$ » свойств, указанная система *Si-Ti* –*Mo* обладает рядом недостатков. Это, прежде всего, связано с низким уровнем температуры плавления композиции,  $T_{\Pi\Pi AB} \approx 1600 K$ . Кроме того, анализ опубликованных данных по температурным зависимостям « $\varepsilon_{\rm W} - K_{\rm W}$ » - свойств силицидных покрытий указывает на явную тенденцию к ухудшению этих свойств с ростом температуры поверхности, особенно в области повышенных температур, более *1500K*. При этом если процесс нагрева реализуется в условиях вакуума, это ухудшение происходит более интенсивно, чем при повышенном давлении.

Таким образом, для устранения отмеченных недостатков по « $\varepsilon_{W} - K_{W}$ » свойствам, химический состав композиции *Si-Ti –Mo* должен быть изменен.

В соответствии с указанным, в работе рассматривалась задача по улучшению свойств композиции Si-Ti-Mo. Решение этой задачи осуществлялось посредством дополнительного легирования композиции такими элементами, как B (бор), Cr (хром), Al (алюминий), Y (иттрий), Hf (гафний). этом плане перспективными, оказались композиции: В

Si - Ti - Mo - B, Si - Ti - Mo - Cr, Si - Ti - Mo - B - Y, Si - Ti - Mo - Cr - Y - Hf, Si - Ti - Mo - Cr - B - Al.

Установлено, что весьма перспективными являются композиции с использованием в качестве присадок элемента гафния. Такая композиция строится на базе системы (Si +Ti+ Mo) с добавлением гафния *Hf*. Добавление *Hf* в состав композита приводит к увеличению степени черноты с  $\varepsilon_w = 0,80$  при T = 1400K, до  $\varepsilon_w = 0,930$  при T = 2200K.

Понятно, что уровень « $\varepsilon_w - K_w$ » свойств будет в значительной степени зависеть как от технологии изготовления композиции, так и от способа формирования этой композиции на поверхности ТЗМ. На каталитические свойства такое влияние оказывается в меньшей степени, поскольку эта задача решается присутствием *Si* в композиции покрытия. Излучательные же свойства и, в частности, степень черноты  $\varepsilon_w$  является многофакторным параметром. Поэтому на него существенное влияние оказывает различные гетерогенные и гомогенные физико-химические процессы, состояние поверхности, а также технологические приемы и способы формирования покрытия.

В работе показано, что при производстве защитных слоев разными технологиями следует иметь в виду, что появление на поверхности слоя пористости или шероховатости, приводит к повышению  $\mathcal{E}_W$ . Однако этот, казалось бы, благоприятный фактор вызывает увеличение каталитической активности вследствие активации поверхности порами. Последнее, неприемлемо для тепловой защиты многоразового применения.

Проведенные предварительные исследования указывают на большую перспективность покрытий из композита *Si-Ti-Mo-B*. Более того, можно разработать научно обоснованную концепцию улучшения « $\varepsilon_w - K_w$ » свойств путем добавок элементов, улучшающих адгезию поверхностного слоя данной композиции к силицированному углероду или карбиду кремния, что увеличит степень черноты покрытия без увеличения его каталитической активности. В качестве добавок могут быть использованы: <u>химические элементы</u> - хром, *Cr*,алюминий *Al*, иттрий *Y*, гафний *Hf*; <u>карбиды</u> - карбид титана *TiC*, ниобия *NbC*, хрома  $Cr_7C_3$ , бора  $B_4C$ ; оксиды - оксид хрома  $Cr_2O_3$ , бора  $B_2O_3$ ; <u>бориды</u> - борид циркония *ZrB*; <u>дисилициды</u> - титана *TiSi*<sub>2</sub>, *HfSi*<sub>2</sub>; <u>силициды</u> - *Ti*<sub>5</sub>*Si*<sub>3</sub>, *Mo*<sub>5</sub>*Si*<sub>3</sub> с повышенной температурой плавления.

Кроме того, в данной главе на базе модифицированного уравнения составлен алгоритм экспериментального определения каталитических свойств термостойких покрытий сформированных тонких с помощью низкотемпературного газодинамического метода. В разделе 3.3 главы изложен экспериментального определения излучательных алгоритм свойств теплозащитных покрытий, как в условиях интенсивного конвективного нагрева (рис.5), так и при интенсивном нагреве в вакууме (рис.6).

## Рис. 5 Блок – схема системы измерения температуры покрытия

1- плазматрон, 2 - шторка; 3 - образец с покрытием, 4 - оптический приемник, 5 волоконнооптический световод, 6 монохроматор; 7 - фотоэлектрический приемник, 8 - электронный осциллограф, 9 аналого-цифровой преобразователь, 10принтер, 11 - магазин сопротивлений, 12 светолучевой осциллограф.





## Рис 6 Схема установки для определения степени черноты покрытия

1- исследуемый образец, 2- стенка черного тела, 3- водяной калориметр, 4- экраны лучистого излучения, 5- электроды источника питания, 6- термопары водяного калориметра.

главе

приведено

четвертой

описание методов и средств как формирования термостойких покрытий на элементах теплонапряженных конструкций космических летательных аппаратов, так и исследования их *Е*<sub>w</sub> – К<sub>w</sub> характеристик при воздействии высокотемпературными газовыми потоками. В разделе 4.1 рассмотрены физические основы построения низкотемпературного газодинамического Описан механизм метода. формирования композиционных покрытий этим методом. Представлена блоксхема реализации НТГДМ - технологии. Проведен анализ возможностей НТГДМ – технологии. В разделе 4.6 дано описание сверхзвукового вакуумного высокотемпературного стенда для определения каталитических  $k_w$ И излучательных *Е*<sub>w</sub> свойств теплозащитных покрытий. Принципиальная схема стенда приведена на рисунке 7.

B



# Рис. 7. Принципиальёная схема стенда ГВП.

1 - нагреватель газа (ВЧ плазмотрон); 2 - сверхзвуковое сопло; 3 сверхзвуковой поток; 4 - вакуумная камера; 5 - ударная волна; 6 исследуемый датчик с державкой; 7 вакуумный тракт; 8 - вакуумный насос; 9 - теплообменник; 10 координатник; 11 - смотровое окно; 12 - шторка с электромагнитным приводом. Экспериментальный вакуумный сверхзвуковой газодинамический стенд ГВП состоит из следующих основных систем:

- вакуумная система, включающая насосную станцию, вакуумную камеру, систему управления и контроля параметров, рабочий участок;

- высокочастотный или электродуговой плазмотрон;

- система электропитания стенда;

- система питания ЭДНГ рабочим телом;

- система диагностики параметров набегающего высокотемпературного потока и теплозащитных свойств исследуемых моделей;

- измерительные приборы и устройства тепловой и температурной диагностики.

В пятой главе изложены методы и средства диагностики высокотемпературного потока, а так же описания конструкции и эксплуатации датчиков, которые были использованы в данной диссертационной работе. В качестве примера на рис. 8 приведена принципиальная схема определения энтальпии торможения набегающего потока.

Численное значение энтальпии торможения определяется с помощью выражения (24):

$$I_0 = \frac{\dot{m}_{_{\theta\theta\partial}} \cdot c_{_{\theta\theta\partial}} \left(T_2 - T_1\right)}{\dot{m}_{_{2}a_3}} + c_{_{2}a_3} \cdot T_{_{2}a_3}$$
(24)

где  $\dot{m}_{god}$  массовый секундный расход воды,  $C_{god}$  удельная теплоемкость воды; T<sub>1</sub>, T<sub>2</sub> – температура воды на входе и на выходе из энтальпиметра, T<sub>2a3</sub> – температура газа на выходе из энтальпиметра;  $C_{2a3}$  - удельная теплоемкость газа при температуре  $T_{2a3}$ .



# Рис. 8. Принципиальная схема системы определения энтальпии.

1 - энтальпиметр; 2 - защитная державка; 3 теплоизоляционная втулка; За -вентиль; 4 - ротаметр; 5 - термопара; 6 - термопара; х.с. - холодные спаи термопар; 7 - усилитель сигнала термопар; 8 термопара; 9 - жиклер; 10 -ротаметр; 11 - вентиль; 12 вентиль; 13 - вакуумметр; 14 емкость; 15 -термопара; 16 - вакуумный вентиль;17 - электропневмоклапан; 18 хронометр; 19 - измеритель расхода воды; 20 манометр; ВН-1 - вакуумный насос.

В шестой главе приведены описания последовательностей эксперимента, а также результаты экспериментального определения  $\langle \varepsilon_w - k_w \rangle$  свойств термостойких покрытий на основе разработанных методик.

Алгоритм постановки эксперимента по определению скорости каталитической рекомбинации  $k_w$  сводится к следующему:

1. Изготавливаются два идентичных калориметра регулярного режима сферической формы. Поверхность теплоприемного элемента одного из них покрыта с использованием НТГДМ-технологии тонким слоем теплозащитного покрытия, каталитическую активность которого  $K_w$  необходимо определить. Теплоприемный элемент второго колориметра изготовляется из меди, с абсолютной каталитической активностью,  $K_w \to \infty$ .

2. Проводятся диагностические исследования параметров сверхзвукового высокотемпературного потока, создаваемого высокочастотным плазмотроном, вакуум. В результате диагностических измерений при истечении В определяются изменение всех необходимых параметров по продольной координате потока: энтальпия  $I_0$  и давление  $p_0$  торможения, скорости  $V_{\infty}$  и статического давления р и др. При этом форма и размеры всех используемых диагностических зондов должна соответствовать форме размерам И калориметрических датчиков.

3. Выбирается поперечное сечение сверхзвукового потока, в котором по предварительным оценкам реализуется при обтекании калориметров «замороженный» или неравновесный пограничный слой.

4. Численными методами определяется массовая концентрация атомов *C*<sub>*i*,*e*</sub> кислорода и азота на внешней границе пограничного слоя.

5. В выбранном сечении потока устанавливаются поочередно два изготовленных ранее калориметра и определяются тепловые потоки в калориметр с неизвестной каталитической активностью  $K_w$  и известной, абсолютной каталитической активностью,  $K_w \to \infty$ , т.е. определяются значения плотностей тепловых потоков  $q_{K_w}$  и  $q_{K_w\to\infty}$ .

6. Используется соотношение (18) модифицированное для калориметра с  $K_w \rightarrow \infty$ , для которого  $\phi = 1$ , т.е.

$$q_{K_{w}\to\infty} = 0,665 \left(\beta \cdot \mu_{w} \cdot \rho_{w}\right)^{\frac{1}{2}} \Pr_{w}^{-\frac{2}{3}} \left(\frac{I_{w}}{I_{0}}\right)^{0,17} \left(1 + \sum_{i=1}^{n} C_{i,e} \cdot Le_{w}^{-\frac{2}{3}} \frac{h_{i}^{0}}{(I_{0} - I_{w})}\right) \left(I_{0} - I_{w}\right).$$

При известном  $q_{K_w \to \infty}$  и полученным в результате диагностики параметрам

потока определяется комплекс  $A = 0,665 \left(\beta \cdot \mu_0 \cdot \rho_0\right)^{\frac{1}{2}} \Pr_w^{-\frac{2}{3}} \left(\frac{I_w}{I_0}\right)^{0,17} \left(I_0 - I_w\right)$ , а также

рассчитывается комплекс параметров  $B = \left(1 + \sum_{i=1}^{n} C_{i,e} \cdot Le_w^{-\frac{2}{3}} \frac{h_i^0}{(I_0 - I_w)}\right).$ 

7. Используется соотношение (18) для второго калориметра с покрытием. При известном  $q_{Kw}$  и определенных комплексах A и B рассчитывается значение коэффициента  $\varphi$ .

8. По известному значению  $\varphi$  с использованием соотношения (19) рассчитывается значение искомой скорости рекомбинации  $k_w$ .

Для экспериментального определения степени черноты поверхности  $\varepsilon_w$  термостойкого покрытия в диссертационной работе предложены два метода.

Первый - метод оптической пирометрии.

В основу этого метода положено измерение цветовой температуры поверхности  $T_{W,UB}$  в некотором, известном интервале длин волн  $\lambda_1...\lambda_2$ , а также радиационной температуры  $T_{W,P}$ .

Алгоритм экспериментального определения по этому методу излучательных свойств  $\varepsilon_w$  термостойких покрытий сводится к следующему:

1. Эксперимент проводится на воздушном сверхзвуковом высокотемпературном газодинамическом стенде с известными характеристики потока, приближенными к траекторным параметрам полета КЛА.

2. В выбранном поперечном сечении набегающего потока устанавливается образец исследуемого ТЗМ и выполняется эксперимент по измерению нужных температур.

3. Измеряются яркостные температуры образца  $T_{w,\lambda i}$  с использованием датчика Козырева.

4. Измеряется радиационная температура образца  $T_{w,R}$  методом оптической пирометрии.

5. Методом сканирующего обтюратора определяется влияние «подсветки» на величину измеряемой яркостной температуры поверхности для двух длин волн  $\lambda_1$  и  $\lambda_2$ .

6. Используя соотношения

$$T_{W,UB} = \left[\frac{1}{\lambda_1 \cdot T_{W,\lambda_1}} - \frac{1}{\lambda_2 \cdot T_{W,\lambda_2}}\right] \left(\frac{1}{\lambda_1} - \frac{1}{\lambda_2}\right)^{-1} \mathbf{M}$$

 $T_{W} = \frac{1}{\left[T_{W, \mathcal{LB}} + \frac{1}{C_{2}}\left(\frac{1}{\lambda_{1}} - \frac{1}{\lambda_{2}}\right)^{-1}\right]}$ рассчитываются цветовая  $T_{w, \mathcal{LB}}$  и истинная  $T_{w}$ 

температуры образца.

$$\varepsilon_{\lambda,i} = \frac{\exp \frac{C_2}{\lambda_i \cdot T_W} - 1}{\exp \frac{C_2}{\lambda_i \cdot T_{\lambda_i}} - 1} \quad \mathbf{M} \quad \varepsilon_W = \left(\frac{T_{W,R}}{T_W}\right)^4$$

рассчитываются монохроматическая и интегральная степени черноты поверхности теплозащитного покрытия.

### Второй – вакуумный метод.

Метод базируется на использовании закона лучистого теплообмена Стефана – Больцмана:

$$Q_{nyu} = \varepsilon_1 \cdot c_0 \cdot F_1 \left[ \left( \frac{T_{w,1}}{100} \right)^4 - \left( \frac{T_{w,2}}{100} \right)^4 \right]$$

где  $F_1$ - площадь поверхности излучающего тела 1 (см. рис. 6) с температурой  $T_{w,1}$  и степенью черноты  $\mathcal{E}_1$ ,  $T_{w,2}$  – температура поверхности тела 2,

воспринимающего лучистый тепловой поток, с<sub>0</sub> - коэффициент излучения абсолютно черного тела.

Методика проведения эксперимента:

1. На электроды 5 подается напряжение  $U_o$  от источника электропитания. В течение некоторого времени  $\tau_1$  установка прогревается и выходит на установившийся (стационарный) режим. Выход на стационарный режим установки определяется постоянным во времени уровней температур воды на входе и выходе водяного калориметра 2.

2. Определяется электрическая мощность, затраченная на нагревание исследуемого образца. Величина искомой электрической мощности будет равна:  $Q_{_{3,1}} = I \cdot U$ 

Исходя из баланса тепловых потоков, ясно, что на стационарном режиме определенная электрическая мощность Q равна лучистому тепловому потоку, излучаемому боковой поверхностью исследуемого образца 1.

3. Далее осуществляется определение температуры поверхности исследуемого образца 1 по следующему алгоритму. Известно, что удельное электрическое сопротивление металлов  $\rho_{Me}$  зависит от температуры. В связи с этим, если для данного металла (например, Nb, из которого выполнен образец 1), известна зависимость  $\rho_{Me}$ =f(T) то, используя эту зависимость для данного режима эксперимента, легко определить  $T_{w,oбp}$  исследуемого образца, т.е. термостойкого покрытия. Такое утверждение верно, т.к. толщина покрытия невелика - 20...30мкм.

4. Температура внутренней поверхности водяного калориметра T<sub>w,2</sub> определяется по результатам измерения температуры воды на входе и выходе калориметра.

Результаты исследований по определению скорости каталитической рекомбинации и интегральной степени черноты термостойких покрытий приведены в таблице 1.

Таблица 1.

Результаты экспериментального определения « $k_w - \varepsilon_w$ » свойств УУКМ с защитными покрытиями.

№ п/п.	Тип покрытия.	$q_{T_W}$ , $\kappa Bm/M^2$	T <sub>w</sub> , C	$\mathcal{E}_{W}$ -	k <sub>w</sub> , м/сек.
1	углерод	1405	2169	0.85	>100
2	Si-Ti-Mo-Cr	1650	1800	0.89	0.88
3	Si-Ti-Mo-B	1460	1780	0,78	0,18
4	Si-Ti-Mo-B-Y-Al	1480	2000	0,91	0,38
5	Si-Ti-Mo-B-Y-Hf	1750	2100	0,92-0,93	0,35

Погрешность определения « $\varepsilon_{\rm w} - K_{\rm w}$ » свойств в предложенном методе составила ± 20%, что кроме методической погрешности обеспечивалось относительной погрешностью калориметрирования тепловых потоков ± 7%.

Из приведенных в таблице 1 данных следует, что наиболее оптимальным с позиции улучшения « $\varepsilon_w - K_w$ » свойств являются покрытия *Si-Ti-Mo-B-Y-Al* и *Si-Ti-Mo-B-Y-Hf*.

#### Основные выводы по работе

1. Проведен анализ процессов тепло-массообмена на поверхности ГЛА с учетом влияния каталитической активности поверхности материала тепловой защиты. Показано, что путем вариации типов ТЗМ в системе тепловой защиты КЛА планирующего класса на высотах, превышающих 50 км, влияние степени каталитической активности материала можно до двух раз снизить уровень теплового потока в конструкцию КЛА.

2. Проведен анализ возможности улучшения каталитических и излучательных свойств УУКМ. Показано, что свойства материалов можно существенно улучшить посредством обоснованного подбора специальных химических элементов, способных снизить каталитическую активность поверхности УУКМ,  $k_W \rightarrow 0$  и одновременно повысить степень черноты поверхности до уровня  $\varepsilon_W \approx 0.92...0.95$  Показано, также, что весьма перспективными в этом плане могут оказаться синтезированные композиции типа:

Si-Ti-Mo-Cr, Si-Ti-Mo-B-Y, Si-Ti-Mo-Cr-B-Al, Si-Ti-Mo-Cr-Y-Hf и др. $3. На базе теории тепло-массообмена в химически активном пограничном слое получено критериальное уравнения (18) для расчета плотности теплового потока в конструкцию КЛА с учетом каталитической активности ТЗМ. Сравнение расчетных и экспериментальных данных показало удовлетворительную корреляцию результатов (относительная погрешность <math>\pm$  7%, см. рис.4).

4. С использованием уравнения (18) проведен анализ влияния физических факторов (высоты и скорости полета КЛА, его геометрической формы, температуры поверхности и др.) на теплообмен при наличии каталитической активности материалов тепловой защиты. Показано, что все рассмотренные физические факторы могут оказывать заметное влияние на теплообмен. Поэтому при проектировании тепловой защиты КЛА необходимо устанавливать их оптимальное сочетание, что в значительной степени позволит уменьшить массу тепловой защиты аппарата.

5. Предложена технология формирования теплозащитных покрытий на поверхности силицированных УУКМ с использованием низкотемпературного газодинамического метода. Надежность технологии проверена экспериментально, путем получения разных композиционных покрытий на поверхности силицидных УУКМ с планируемыми  $\langle k_w - \varepsilon_w \rangle$  свойствами.

20

6. Разработана методика и составлен алгоритм экспериментального определения коэффициента скорости каталитической рекомбинации  $k_w$  на вакуумном высокотемпературном газодинамическом стенде, в условиях близких к натурным. Надежность и достоверность методики подтверждена тестовыми испытаниями.

7. Разработана методика и составлен алгоритм экспериментального определения степени черноты  $\varepsilon_w$  на высокотемпературном газодинамическом и вакуумном стендах. Надежность и достоверность методики проверена при проведении специальных тестовых испытаний.

8. Проведено сравнение экспериментальных данных настоящей работы при  $k_w = \infty$  м/с (теплоприемный элемент калориметра из меди) с результатами расчетов по уравнению Фея-Ридделла, при прочих равных условиях. Показано удовлетворительное соответствие результатов с погрешностью ±5...7%;

9. Проведено сопоставление расчетных данных по уравнению Гуларда (1) с экспериментальными и расчетными данными полученными в настоящей работе (уравнению (18)). Показано значительное до 30% несоответствие результатов. Это указывает на тот факт, что допущения, сделанные Гулардом при выводе уравнения (1), слишком далеки от реальных процессов.

### Список работ, опубликованных по теме диссертации

- Купрюхин А.А., Никитин П.В. Каталитические и излучательные свойства в 1. системах тепловой космических летательных аппаратов защиты [электронный pecypc] 2010. N⁰ 38. URL: // Труды МАИ. http://www.mai.ru/science/trudy/
- Купрюхин А.А., Никитин П.В., Сотник Е.В. Экспериментальное определение каталитических и излучательных свойств материалов тепловой защиты КЛА // Вестник Московского авиационного института. М.: Изд-во МАИ – ПРИНТ. 2009. т. 16, №6. С. 98-121
- Купрюхин А.А. Влияние каталитической активности поверхности на теплообмен при полете КЛА с гиперзвуковой скоростью // Сборник тезисов докладов на Всероссийской конференции молодых ученых и студентов «Информационные технологии в авиационной и космической технике – 2008». – М.: Изд-во МАИ, 2008. С. 104
- 4. Купрюхин А.А. Алгоритм экспериментального определения каталитических свойств теплозащитных материалов // 8-я международная конференция «Авиация и космонавтика-2009». Тезисы докладов М.: Издво МАИ-ПРИНТ, 2009. С.132
- 5. Купрюхин А.А. Алгоритм экспериментального определения излучательных свойств теплозащитных материалов // 8-я международная конференция «Авиация и космонавтика-2009». Тезисы докладов М.: Издво МАИ-ПРИНТ, 2009. С.132
- 6. Купрюхин А.А., Никитин П.В. Оптимизация тепловой защиты гиперзвуковых ЛА путем вариации каталитических и оптических свойств

теплозащитных материалов [электронный ресурс] // Семинар ЦАГИ по фундаментальным проблемам аэродинамики. Аннотации докладов. 2010. URL: http://www.tsagi.ru/cgi-bin/jet/viewnews.cgi?id=20100624013861946360