

УДК 536.246

doi: 10.18698/0536-1044-2020-12-62-72

# Анализ комбинированного радиационно-кондуктивного теплообмена при деструкции пористого углерод-керамического композиционного материала тепловой защиты

П.В. Просунцов<sup>1</sup>, Д.Я. Баринов<sup>2</sup>

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

<sup>2</sup> ФГУП «ВИАМ»

## An Analysis of Combined Radiation-Conductive Heat Transfer During the Destruction of Porous Carbon-Ceramic Composite Material of the Thermal Protection Shield

P.V. Prosuntsov<sup>1</sup>, D.Y. Barinov<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Bauman Moscow State Technical University

<sup>2</sup> Federal State Unitary Enterprise All-Russian Institute of Aviation Materials

Углерод-керамические композиционные материалы являются перспективными для применения в системе тепловой защиты создаваемых в настоящее время новых концепций спускаемых аппаратов. Обработка материала тепловой защиты сопряжена с необходимостью моделирования его температурно-фазового состояния в условиях эксплуатации. Предложены физическая и математическая модели для анализа деструкции и радиационно-кондуктивного теплопереноса в пористом углерод-керамическом композиционном материале, состоящем из углеродных волокон, покрытых карбидом кремния. Модели учитывают все основные физико-химические процессы прогрева и термохимической деструкции. Для решения задачи разработан программный комплекс DMA, основанный на методе конечных элементов. Проведено моделирование прогрева и деструкции материала. Установлено, что при температуре более 800 °С вклад радиационного теплообмена становится значительным. Сравнение микроструктур поверхности, полученных при моделировании и газодинамических испытаниях в плазматроне, показало их качественное совпадение. При этом различие массового уноса не превысило 16 %.

**Ключевые слова:** математическая модель, спускаемый аппарат, тепловая защита, радиационно-кондуктивный теплообмен, деструкция

Carbon-ceramic composites are considered promising materials to be used in thermal protection shields of innovative descent vehicles that are currently being designed. The development of thermal shield material requires modelling its thermal-phase state under operational conditions. In this paper, physical and mathematical models are proposed for analysis of the destruction and radiation-conductive heat transfer in a porous carbon-ceramic composite material consisting of carbon fibres covered by silicon carbide. The models take into account all main physical and chemical processes of heating up and thermo-chemical destruction. A software package DMA based on the finite element method was developed, and modelling of heating up and destruction of the material was conducted. It was established

that when the temperature was above 800 °C, the contribution of the radiation heat exchange became considerable. A comparison of the surface microstructures obtained through modelling and gas-dynamic testing in a plasmatron facility showed their qualitative agreement, while the mass loss did not exceed 16%.

**Keywords:** mathematical model, descent module, thermal protection, radiation-conductive heat transfer

С началом запусков баллистических ракет большой дальности обострилась проблема предохранения конструкции космических аппаратов (КА) от высокотемпературного окислительного газового потока. Для ее решения успешно применялись деструктурирующие материалы в виде обмазок и покрытий.

Второе развитие эта проблема получила при создании пилотируемых КА «Джемини», «Аполлон», «Восток» и «Союз» в связи с возросшими рисками и ценой ошибок при проектировании. Установлено, что оптимальным вариантом для систем тепловой защиты пилотируемых спускаемых КА является использование в их составе деструктурирующих материалов.

При входе КА в плотные слои атмосферы в материале происходят сложные физико-химические процессы термоокислительной деструкции матрицы, образуется пористая структура и большое количество газообразных продуктов. Такие материалы являются, как правило, композиционными, состоящими из ограничивающего механический унос каркаса и полимерной матрицы.

Каркасом могут быть переплетенные углеродные или стеклянные волокна, сотовые конструкции и сложные трехмерные структуры. В качестве матрицы применяют эпоксидные, фенольные или фенолформальдегидные смолы с добавлением стеклянных микросфер. Примерами деструктурирующих полимерных материалов служат AVCOAT, применявшийся на КА «Аполлон», PICA (КА Stardust) и ПКТ-11 (КА «Союз»).

В настоящее время специалисты некоторых стран создают новые типы пилотируемых КА [1]. Такие аппараты предполагается использовать при полетах как на околоземной орбите, так и к другим космическим телам Солнечной системы. Так, в США создают КА серии Orion, в России — КА «Орел».

Одним из отличий этих КА от аппаратов, используемых в настоящее время, является иной подход к проектированию системы тепловой защиты. Так, КА должен обладать теплозащитным покрытием, предполагающим многоразовую эксплуатацию. Возвращение с траекторий полета к другим планетам предполагает увеличение максимальных температур в окрестности

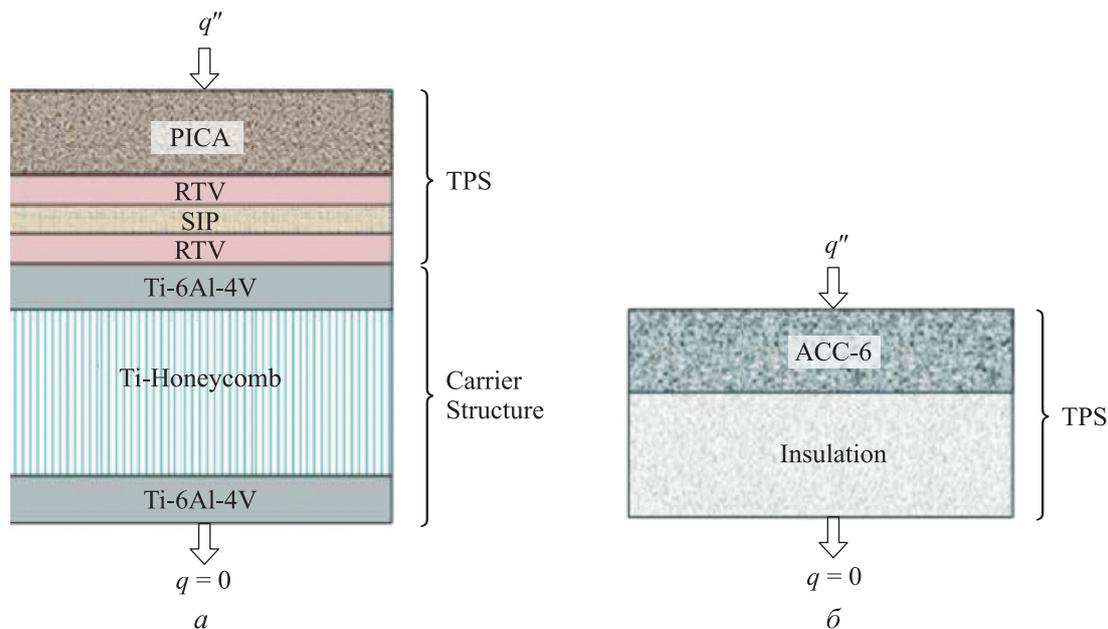


Рис. 1. Существующая (а) и перспективная (б) схемы элементов тепловой защиты спускаемых КА:  $q$  и  $q''$  — тепловые потоки

критической точки. В этих случаях теплозащитные материалы на полимерной основе неспособны обеспечить предохранение конструкции. Их альтернативой могут быть керамические и углерод-углеродные композиционные материалы.

Современная концепция также предполагает совмещение в одном элементе конструкции силовой оболочки, воспринимающей аэродинамическую нагрузку, и тепловой защиты [2]. Это приведет к уменьшению толщины и массы теплозащитного покрытия и, как следствие, к увеличению массы выводимого полезного груза (например, топлива, оборудования и т. д.) и массовой эффективности всей космической системы.

На рис. 1 показаны две схемы элементов тепловой защиты КА: существующая и пер-

спективная с использованием соответственно деструктирующего материала РСА и углерод-углеродного материала АСС-6 [2].

Разновидностью керамических материалов являются углерод-керамические композиционные материалы (УККМ), состоящие из углеродных волокон, покрытых карбидом кремния. При необходимости межволоконное пространство может быть заполнено деструктирующей или плавящейся матрицей.

Исходным материалом при производстве УККМ служит углеродная преформа, на которую из газовой фазы осаждается карбид кремния. На рис. 2 показаны пористые УККМ плотностью  $\rho = 1200, 1400, 1600$  и  $1800 \text{ кг/м}^3$  [3]. Средний диаметр углеродных волокон составляет 20 мкм, толщина карбидокремниевого по-



а



б



в



г

Рис. 2. Микроструктура фронтальной поверхности пористых УККМ плотностью  $\rho = 1200$  (а),  $1400$  (б),  $1600$  (в) и  $1800 \text{ кг/м}^3$  (г)

крытия в зависимости от плотности — 1...8 мкм. Пористость УККМ достигает 42 %.

Существует большое количество работ российских и зарубежных авторов, где показано, что в пористых материалах необходимо учитывать радиационный теплоперенос (РТП), который может заметно влиять на температурные поля в элементах конструкции летательных аппаратов.

Так, численная математическая модель для анализа деструкции и радиационно-кондуктивного теплообмена на основе многомасштабного подхода предложена в публикациях [4, 5]. Сравнение различных методик при учете РТП в пористых материалах выполнено в работе [6]. РТП в пористом трехмерно армированном материале исследован в статье [7]. Расчеты деструкции и теплообмена в материале PISA и FiberForm и эффективной теплопроводности на основе моделей микроуровня приведены в трудах [8–10].

Высокотемпературные газодинамические испытания образцов из материалов такого класса показали, что в зависимости от их плотности и давления, температуры и состава набегающего потока образующиеся при деструкции структуры поверхности могут существенно различаться [3].

Цель работы — создание математической модели, позволяющей проводить моделирование прогрева и деструкции УККМ.

**Основные положения математической модели.** Объектом исследования являлся пористый УККМ плотностью 1600 кг/м<sup>3</sup>, состоящий из покрытых карбидом кремния углеродных волокон. Средний диаметр волокон — 20 мкм, средняя толщина покрытия волокон — 4 мкм. Вследствие особенностей изготовления волокна ориентированы главным образом в одной плоскости (плоскости прессования). Поэтому при разработке математической модели целесообразно рассматривать двумерную постановку задачи.

К основным учитываемым процессам теплопереноса будем относить теплопроводность по твердым и газообразным фазам и РТП в пористом каркасе. При деструкции карбидокремниевое покрытие окисляется кислородом из набегающего потока с образованием конденсированного диоксида кремния на поверхности, который может сублимировать.

Через образующуюся пленку диоксида кремния, а также через микропоры и микро-

трещины в карбиде кремния диффундируют газообразные продукты. При достижении путем диффузии достаточной для окисления концентрации кислорода на границе с углеродным волокном начинается их деструкция. Скорости протекания процессов окисления, сублимации и диффузии зависят от температуры, давления и состава межволоконной газовой фазы, теплофизические характеристики всех фаз являются функциями температуры.

Основные соотношения математической модели термоокислительной деструкции УККМ состоят из выражений аррениусовского типа

$$G_{\text{oxSiC}} = \frac{2}{3} \rho_g \frac{C_{\text{O}_2}}{M_{\text{O}_2}} M_{\text{SiC}} \left[ B_{\text{ox}} \exp\left(-\frac{E_{\text{oxSiC}}}{RT_g}\right) \right]; \quad (1)$$

$$G_{\text{oxC}} = \frac{2}{3} \rho_g \frac{C_{\text{O}_2}}{M_{\text{O}_2}} M_{\text{C}} B_{\text{ox}} \exp\left(-\frac{E_{\text{oxC}}}{RT_g}\right), \quad (2)$$

где  $G_{\text{oxSiC}}$  и  $G_{\text{oxC}}$  — массовая скорость окисления карбида кремния и углерода соответственно, кг/(м<sup>2</sup>·с);  $\rho_g$  — плотность газовой фазы, кг/м<sup>3</sup>;  $C_{\text{O}_2}$  — массовая концентрация кислорода;  $M_{\text{O}_2}$ ,  $M_{\text{SiC}}$  и  $M_{\text{C}}$  — молярная масса кислорода, карбида кремния и углерода соответственно, кг/моль;  $B_{\text{ox}}$  — предэкспоненциальный множитель;  $E_{\text{oxSiC}}$  и  $E_{\text{oxC}}$  — энергия активации окисления карбида кремния и углерода соответственно, Дж/кг;  $R$  — универсальная газовая постоянная, Дж/(моль·К);  $T_g$  — температура газовой фазы, К.

Согласно выражениям (1), (2), происходит окисление карбида кремния и углерода. Уравнение Фика для описания диффузии газообразных компонентов имеет вид

$$J_i = D \frac{\rho_g C_{ig} - \rho_w C_{iw}}{\delta_{\text{SiO}_2}},$$

где  $J_i$  — проекция вектора диффузионного массового расхода  $i$ -го газообразного вещества на нормаль к поверхности, кг/с;  $D$  — коэффициент диффузии, м<sup>2</sup>/с;  $\rho_w$  — плотность газовой фазы в пограничном слое, кг/м<sup>3</sup>;  $C_{ig}$  и  $C_{iw}$  — массовая концентрация  $i$ -го вещества между слоями карбида и диоксида кремния и в пограничном слое соответственно;  $\delta_{\text{SiO}_2}$  — толщина пленки конденсированного диоксида кремния, м.

Скорости сублимации диоксида кремния определяются следующими выражениями [11, 12]:

$$G_{subSiO_2}^g \frac{M_{Si}}{M_{SiO_2}} = G_g \Theta_{Sig} + \frac{D}{\delta_{SiO_2}} (\Theta_{Sig} - \Theta_{Siw});$$

$$G_{subSiO_2}^w \frac{M_{Si}}{M_{SiO_2}} = (G_{subSiO_2}^w + \beta) \Theta_{Siw} -$$

$$- \frac{D}{\delta_{SiO_2}} (\Theta_{Sig} - \Theta_{Siw});$$

$$G_{subSiO_2}^g - G_{oxSiC} \frac{M_{O_2} - M_C}{M_{SiO_2}} - G_g = 0,$$

где  $G_{subSiO_2}^g$  и  $G_{subSiO_2}^w$  — массовая скорость сублимации диоксида кремния между слоями карбида и диоксида кремния в пограничном слое соответственно, кг/(м<sup>2</sup>·с);  $G_g$  — массовая скорость конвективного движения газа;  $\Theta_{Sig}$  и  $\Theta_{Siw}$  — массовая концентрация вещества между слоями карбида и диоксида кремния в пограничном слое соответственно;  $\beta$  — коэффициент массообмена в пограничном слое, кг/(м<sup>2</sup>·с).

Массовая скорость образования диоксида кремния пропорциональна массовой скорости окисления карбида кремния и отношению молярных масс диоксида и карбида кремния:

$$G_{formSiO_2} = G_{oxSiC} \frac{M_{SiO_2}}{M_{SiC}}.$$

Для замкнутой системы, состоящей из  $N$  диффузно серых площадок, результирующий тепловой поток, излучаемый  $i$ -й поверхностью, можно выразить следующим образом [13]:

$$Q_{pez i} = \frac{\varepsilon_i}{1 - \varepsilon_i} (\sigma T_i^4 - q_{пад i}) F_i, \text{ Вт}; \quad (3)$$

$$Q_{pez i} = \left( q_{эф i} - \sum_{j=1}^N q_{эф j} \varphi_{ij} \right) F_i, \text{ Вт}, \quad (4)$$

где  $\varepsilon_i$  — излучательная способность  $i$ -й поверхности;  $\sigma$  — постоянная Стефана — Больцмана, Вт/(м<sup>2</sup>·К<sup>4</sup>);  $T_i$  — температура  $i$ -й поверхности;  $F_i$  — площадь  $i$ -й поверхности, м<sup>2</sup>;  $\varphi_{ij}$  — взаимный угловой коэффициент площадок  $i$  и  $j$ ;  $q_{пад i}$ ,  $q_{эф i}$  и  $q_{эф j}$  — плотности падающего и эффективного тепловых потоков, Вт/м<sup>2</sup>.

С помощью выражений (3) и (4) уравнение теплового баланса для  $k$ -й поверхности можно записать как

$$\sum_{j=1}^N \left( \frac{\delta_{kj}}{\varepsilon_j} - \varphi_{kj} \frac{1 - \varepsilon_j}{\varepsilon_j} \right) Q_{pez j} = \sum_{j=1}^N (\delta_{kj} - \varphi_{kj}) \sigma T_j^4,$$

где  $\delta_{kj}$  — символ Кронекера;  $\varphi_{kj}$  — взаимный угловой коэффициент площадок  $k$  и  $j$ ;  $\varepsilon_j$  — из-

лучательная способность  $j$ -й поверхности;  $Q_{pez j}$  — результирующий тепловой поток, излучаемый  $j$ -й поверхностью;  $F_j$  — площадь  $j$ -й поверхности, м<sup>2</sup>;  $T_j$  — температура  $j$ -й поверхности.

При анализе радиационного теплообмена важно корректно учесть взаимные угловые коэффициенты двух площадок. Угловой коэффициент показывает, какая доля энергии, излучаемой одной элементарной площадкой, падает на другую. Соотношение для вычисления угловых коэффициентов двух площадок конечных размеров выглядит как

$$\varphi_{ij} = \frac{1}{F_i} \int_{F_i} \int_{F_j} \frac{\cos \beta_i \cos \beta_j}{\pi r^2} dF_i dF_j,$$

где  $\beta_i$  и  $\beta_j$  — углы между внешней нормалью к площадкам  $i, j$  и прямой, соединяющей центры этих площадок;  $r$  — расстояние между центрами площадок  $F_i$  и  $F_j$ , м;  $dF_i$  и  $dF_j$  — площади элементарных площадок, на которые разбиваются площадки  $F_i$  и  $F_j$ , м<sup>2</sup>.

Метод прямого интегрирования связан с необходимостью расчета двойного интеграла по площадям, что сопряжено с большим объемом численных вычислений. На практике широкое применение нашел метод натянутых нитей Хоттеля. При этом угловые коэффициенты вычисляются через длины отрезков, соединяющих углы двух площадок, и площади площадок.

Особенностью учета РТП в деструктурирующем материале является необходимость постоянного анализа изменяющихся границ раздела фаз. Для этого расчетный модуль должен содержать блок, выявляющий новые границы раздела фаз, определяющий видимость всех пар площадок свободных поверхностей друг с другом и вычисляющий взаимные угловые коэффициенты с учетом видимости площадок.

Эти принципы реализованы в программном комплексе DMA (Destructive Material Analysis), в основе которого лежит метод конечных элементов. Комплекс DMA позволяет моделировать прогрев и деструкцию пористых УККМ с учетом микроструктуры материала в зависимости от параметров набегающего потока [14, 15].

**Результаты расчетов.** В программном комплексе DMA проведено моделирование прогрева и деструкции представительного элемента объема (ПЭО) пористого УККМ плотностью 1600 кг/м<sup>3</sup> и пористостью ~28 %. Для моделиро-

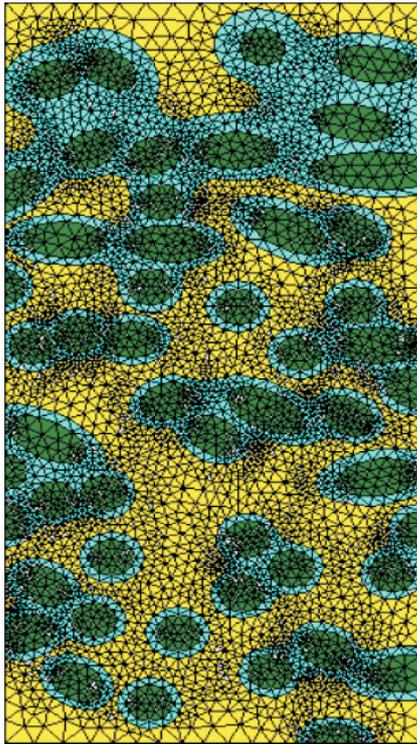


Рис. 3. Конечно-элементное представление ПЭО материала

вания выбран прямоугольный ПЭО шириной 200 мкм и высотой 400 мкм, конечно-элементное представление которого показано на рис. 3.

Конечно-элементная сетка создана в программном комплексе COMSOL Multiphysics с использованием 9677 треугольных трехузловых конечных элементов. Начальная температура ПЭО составляла 300 °С, температура фронтальной поверхности — 1700 °С при общей продолжительности 400 с.

В целях оптимизации продолжительности расчета в начальный момент времени и минимизации резких скачков температуры между итерациями по времени введен переходный режим нагрева фронтальной поверхности по синусоидальному закону с 300 до 1700 °С за 10 с. Теплофизические характеристики компонентов УККМ считались зависящими от температуры, значения при 20°С приведены в таблице.

Для оценки влияния РТП проведены расчеты без учета и с учетом радиационного теплообмена в пористом материале. Зависимости осредненных интегральных температур фронтальной, срединной (на глубине 200 мкм от поверхности) и тыльной поверхностей ПЭО от времени без учета и с учетом в нем радиационного теплообмена в пористом каркасе показаны на рис. 4.

При моделировании деструкции ПЭО давление газовой фазы составляло 30 кПа. Принято допущение, в соответствии с которым зависимость концентрации кислорода от глубины

**Теплофизические характеристики компонентов УККМ**

Материал	Теплопроводность, Вт/(м · К)	Теплоемкость, Дж/(кг · К)	Плотность, кг/м <sup>3</sup>
Волокно	2,0	800	1700,00
Покрытие волокна	31,0	670	3200,00
Газовая фаза	0,1	1000	0,01

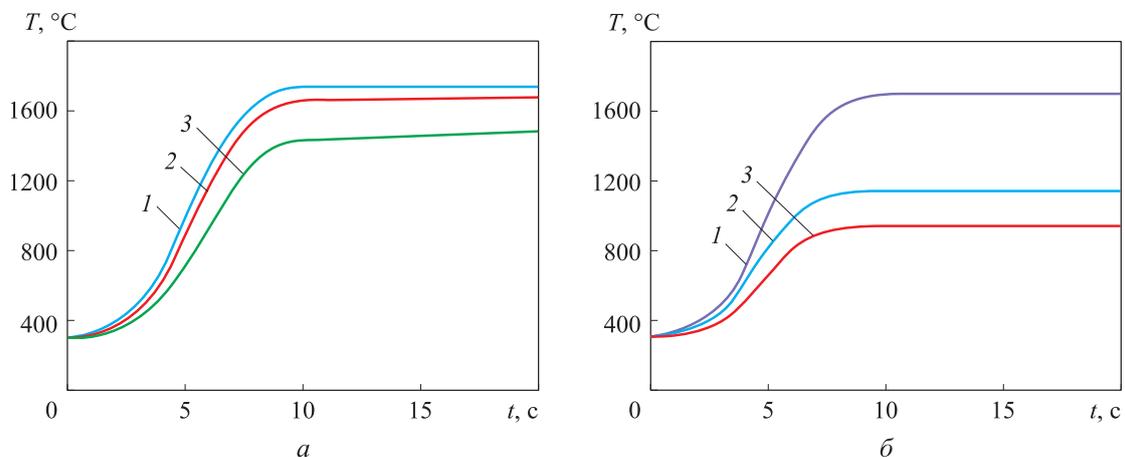


Рис. 4. Зависимости осредненных интегральных температур  $T$  фронтальной 1, срединной 2 и тыльной 3 поверхностей ПЭО от времени  $t$  без учета (а) и с учетом (б) РТП в пористом каркасе

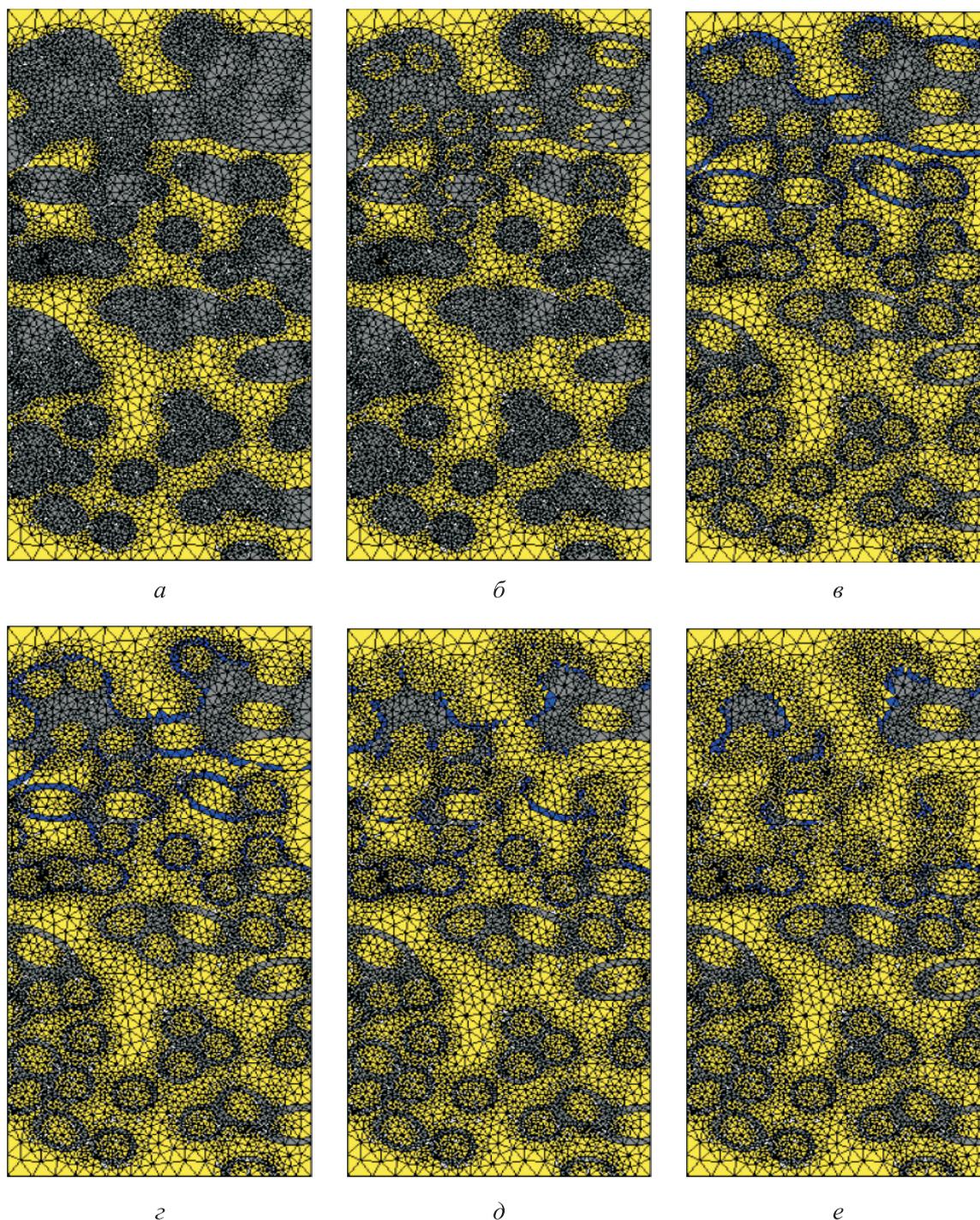


Рис. 5. Фазовые составы при деструкции ПЭО в различные моменты времени:  
 $a - t = 1$  с;  $б - t = 50$  с;  $в - t = 100$  с;  $г - t = 200$  с;  $д - t = 300$  с;  $е - t = 400$  с

ПЭО носит нелинейно убывающий характер. Такой подход использован авторами работ [16, 17] при разработке математической модели деструкции материала PISA.

Это предположение также подтвердилось при термогравиметрическом исследовании материала углеродной преформы, выступающей в качестве исходного сырья при изготовлении

УККМ [18]. Фазовые составы при деструкции в различные моменты времени показаны на рис. 5.

**Обсуждение результатов.** Из рис. 4 видно, что при относительно невысокой температуре ПЭО (примерно до 800 °С) в начальный момент времени расчеты без учета и с учетом РТП в пористом каркасе дают схожие результаты.

При дальнейшем росте температуры ПЭО увеличивается вклад радиационного теплообмена, причем различие температур тыльной поверхности для двух вариантов расчета может достигать 30...50 %. Это необходимо учитывать при моделировании температурного состояния элементов конструкции летательных аппаратов, выполненных из пористых материалов.

При нагреве ПЭО в первую очередь начинает быть заметным окисление карбидокремневых покрытий волокон с образованием конденсированного диоксида кремния на поверхности и деструкция углеродных волокон с появлением газообразных продуктов (рис. 5, б, в). Происходит диффузия газообразных продуктов из

пограничного слоя через пленку конденсированного диоксида кремния, а также через микропоры и микротрещины в карбиде кремния. Затем становится заметной сублимация диоксида кремния с поверхности (рис. 5, д, е).

Для оценки термохимической стойкости УККМ проведены испытания в потоке воздушной плазмы на плазмотроне ВГУ-4, установленном в Институте проблем механики им. А.Ю. Ишлинского. Образец из УККМ плотностью  $1600 \text{ кг/м}^3$  ступенчато нагревали до достижения фронтальной поверхностью температуры  $1720 \text{ }^\circ\text{C}$ , после чего выдерживали при этой температуре в течение 400 с. Давление в барокамере плазмотрона составляло 30 кПа. После испытаний проведено исследование микроструктуры и элементного состава фронтальной поверхности и бокового среза образца (рис. 6).

Анализ результатов исследования микроструктуры образца показал, что на поверхности имеется застывшая корка из диоксида кремния, образовавшаяся при окислении карбида кремния. Толщина этой области составляет 50...100 мкм. Под коркой расположены частично окисленные пустые карбидокремневые покрытия от выгоревших углеродных волокон. Такая структура наблюдается до глубины 1200...1300 мкм. В более глубоких слоях образца сохранена исходная микроструктура материала, состоящая из углеродных волокон с покрытием из карбида кремния.

Сравнение микроструктур бокового среза, полученных при моделировании фазового состава ПЭО (см. рис. 5, е) и экспериментальном исследовании, выявило их качественное соответствие. В обоих случаях наблюдается корка диоксида кремния, под которой расположен карбид кремния. Под поверхность находятся пустые покрытия волокон.

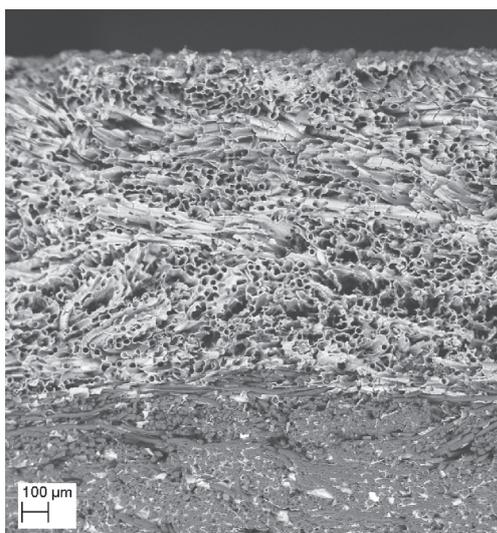
При газодинамическом испытании возгорания фронтальной поверхности образца не происходило, поэтому можно оценить унесенную при деструкции массу образца. Установлено, что значения унесенной массы при эксперименте и расчете составляют соответственно 19 и 16 %, причем их различие не превышает 16 %.

## Выводы

1. Предложены физическая и математическая модели для расчета температурно-фазового состояния ПЭО УККМ, учитывающие



*a*



*б*

Рис. 6. Микроструктура фронтальной поверхности (а) и бокового среза (б) образца УККМ

основные процессы термоокислительной де- струкции: радиационно-кондуктивный тепло- обмен, окисление карбида кремния с образова- нием диоксида кремния, сублимацию диоксида кремния и диффузию газообразных продуктов через пленку расплава.

2. Разработан программный комплекс DMA, позволяющий проводить моделирование тем- пературных полей и фазового состава ПЭО в зависимости от плотности материала, темпера- туры и давления газовой фазы. В его основе ле- жат метод конечных элементов и многомас- штабный подход.

3. Проведено моделирование прогрева и де- струкции ПЭО УККМ при давлении 30 кПа и

температуре фронтальной поверхности 1700 °С. Показано, что в области температур примерно до 800 °С их значения, рассчитанные без учета и с учетом радиационного теплообмена, сов- падают, в то время как при более высоких температурах их различие может достигать 30...50 %.

4. Выполнено сравнение микроструктуры фронтальной поверхности и бокового среза об- разца после испытаний в потоке воздушной плазмы с таковой, полученной при моделиро- вании. Установлено качественное совпадение результатов, различие массового уноса матери- ала при деструкции не превышает 16 %.

## Литература

- [1] Walker S.P., Daryabeigi K., Samareh J.A., Armand S.C., Perino S.V. Preliminary Develop- ment of a Multifunctional Hot Structure Heat Shield. *Proc. 55<sup>th</sup> AIAA/ASME/ ASCE/AHS/SC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 2014, 13 p., doi: 10.2514/6.2014-0350
- [2] Федеральная космическая программа России. URL: <https://www.roscosmos.ru/22347/> (да- та обращения 11 февраля 2020).
- [3] Reznik S.V., Kolesnikov A.F., Prosuntsov P.V., Gordeev A.N., Mikhailovskii K.V. Develop- ment of elements of a reusable heat shield from a carbon–ceramic composite material. 2. Thermal tests of specimens of the material. *Journal of Engineering Physics and Thermo- physics*, 2019, vol. 92, no. 2, pp. 306–313, doi: 10.1007/s10891-019-01934-6
- [4] Eekelen A.J., Lachaud J. Radiation heat-transfer model for the ablation zone of low-density carbon-resin composites. *Proc. 10<sup>th</sup> AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference*, 2010, doi: 10.2514/6.2010-4904
- [5] Eekelen A.J., Lachaud J. Numerical Validation of an Effective Radiation Heat Transfer Model for Fiber Preforms. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2011, vol. 48, no. 3, pp. 534–537, doi: 10.2514/1.51865
- [6] Leroy V., Lachaud J., Magin T. Quantitative Guidelines on Radiation Model Selection for Material Response Simulation. *Proc. 14<sup>th</sup> International Planetary Probe Workshop*, 12– 16 June 2017, Hague, Netherlands, 2017, 21 p.
- [7] Nouri N., Martin A. Three dimensional radiative heat transfer model for the evaluation of the anisotropic effective conductivity of fibrous materials. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2015, vol. 83, pp. 629–635, doi: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2014.12.041
- [8] Panerai F., Ferguson J., Lachaud J., Martin A., Gasch M.J., Mansour N.N. Analysis of fibrous felts for flexible ablators using synchrotron hard x-ray microtomography. *Proc. 8<sup>th</sup> Europe- an Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles*, 2015, doi: 10.13140/RG.2.1.2661.0084
- [9] Panerai F., Ferguson J.C., Lachaud J., Martin A., Gasch M.J., Mansour N.N. Micro- tomography based analysis of thermal conductivity, diffusivity and oxidation behavior of rigid and flexible fibrous insulators. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2017, vol. 108, pp. 801–811, doi: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2016.12.048
- [10] Nouri N., Panerai F., Tagavi K.A., Mansour N.N., Martin A. Evaluation of the anisotropic radiative conductivity of a low-density carbon fiber material from realistic microscale im- aging. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2016, vol. 95, pp. 535–539, doi: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2015.12.004
- [11] Горский В.В., Гордеев А.Н., Дудкина Т.И. Расчетно-теоретическая модель аэротермо- химической деструкции карбида кремния, омываемого высокотемпературным пото- ком воздуха. *Теплофизика высоких температур*, 2012, т. 50, № 5, с. 692–699.

- [12] Горский В.В. *Теоретические основы расчета абляционной тепловой защиты*. Москва, Научный мир, 2015. 687 с.
- [13] Зигель Р., Хауэлл Д. *Теплообмен излучением*. Москва, Мир, 1975. 934 с.
- [14] Баринов Д.Я., Просунцов П.В. Моделирование деструкции углерод-керамического композиционного материала. *Тепловые процессы в технике*, 2018, т. 10, № 5–6, с. 198–206.
- [15] Barinov D.Ya., Prosuntsov P.V. Modelling the heating and ablation of carbon-ceramic composite materials of various density. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2135, 020008, doi: 10.1063/1.5120645
- [16] Ferguson J.C., Panerai F., Lachaud J., Martin A., Bailey S.C.C., Mansour N.N. Modeling the oxidation of low-density carbon fiber material based on micro-tomography. *Carbon*, 2016, vol. 96, pp. 57–65, doi: 10.1016/j.carbon.2015.08.113
- [17] Ferguson J.C., Panerai F., Lachaud J., Mansour N.N. Theoretical study on the micro-scale oxidation of resin-infused carbon ablators. *Carbon*, 2017, vol. 121, pp. 552–562, doi: 10.1016/j.carbon.2017.06.013
- [18] Просунцов П.В., Баринов Д.Я., Богачев Е.А. Исследование термоокислительной деструкции материала на основе углеродных волокон. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, № 7(91). URL: <http://www.engjournal.ru/catalog/arise/dcpa/1899.html>, doi: 10.18698/2308-6033-2019-7-1899

## References

- [1] Walker S.P., Daryabeigi K., Samareh J.A., Armand S.C., Perino S.V. Preliminary Development of a Multifunctional Hot Structure Heat Shield. *Proc. 55<sup>th</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/SC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 2014, 13 p., doi: 10.2514/6.2014-0350
- [2] *Federal'naya kosmicheskaya programma Rossii* [Federal space program of Russia]. Available at: <https://www.roscosmos.ru/22347/> (accessed 11 February 2020).
- [3] Reznik S.V., Kolesnikov A.F., Prosuntsov P.V., Gordeev A.N., Mikhailovskii K.V. Development of elements of a reusable heat shield from a carbon-ceramic composite material. 2. Thermal tests of specimens of the material. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2019, vol. 92, no. 2, pp. 306–313, doi: 10.1007/s10891-019-01934-6
- [4] Eekelen A.J., Lachaud J. Radiation heat-transfer model for the ablation zone of low-density carbon-resin composites. *Proc. 10<sup>th</sup> AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference*, 2010, doi: 10.2514/6.2010-4904
- [5] Eekelen A.J., Lachaud J. Numerical Validation of an Effective Radiation Heat Transfer Model for Fiber Preforms. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2011, vol. 48, no. 3, pp. 534–537, doi: 10.2514/1.51865
- [6] Leroy V., Lachaud J., Magin T. Quantitative Guidelines on Radiation Model Selection for Material Response Simulation. *Proc. 14<sup>th</sup> International Planetary Probe Workshop*, 12–16 June 2017, Hague, Netherlands, 2017, 21 p.
- [7] Nouri N., Martin A. Three dimensional radiative heat transfer model for the evaluation of the anisotropic effective conductivity of fibrous materials. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2015, vol. 83, pp. 629–635, doi: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2014.12.041
- [8] Panerai F., Ferguson J., Lachaud J., Martin A., Gasch M.J., Mansour N.N. Analysis of fibrous felts for flexible ablators using synchrotron hard x-ray microtomography. *Proc. 8<sup>th</sup> European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles*, 2015, doi: 10.13140/RG.2.1.2661.0084
- [9] Panerai F., Ferguson J.C., Lachaud J., Martin A., Gasch M.J., Mansour N.N. Micro-tomography based analysis of thermal conductivity, diffusivity and oxidation behavior of rigid and flexible fibrous insulators. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2017, vol. 108, pp. 801–811, doi: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2016.12.048
- [10] Nouri N., Panerai F., Tagavi K.A., Mansour N.N., Martin A. Evaluation of the anisotropic radiative conductivity of a low-density carbon fiber material from realistic microscale imaging. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2016, vol. 95, pp. 535–539, doi: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2015.12.004

- [11] Gorskii V.V., Dudkina T.I., Gordeev A.N. Aerothermochemical destruction of silicon carbide washed by a high-temperature flow of air. *High Temperature*, 2012, vol. 50, no. 5, pp. 646–652, doi: 10.1134/S0018151X12040074
- [12] Gorskiy V.V. *Teoreticheskiye osnovy rascheta ablyatsionnoy teplovoy zashchity* [The theoretical basis of the calculation of ablative thermal protection]. Moscow, Nauchnyy mir publ., 2015. 687 p.
- [13] Zigel' R., Khauell D. *Teploobmen izlucheniym* [Heat exchange by radiation]. Moscow, Mir publ., 1975. 934 p.
- [14] Barinov D.Ya., Prosuntsov P.V. Carbon-ceramic composite material destruction modeling. *Teplovyye protsessy v tekhnike*, 2018, vol. 10, no. 5–6, pp. 198–206 (in Russ.).
- [15] Barinov D.Ya., Prosuntsov P.V. Modelling the heating and ablation of carbon-ceramic composite materials of various density. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2135, 020008, doi: 10.1063/1.5120645
- [16] Ferguson J.C., Panerai F., Lachaud J., Martin A., Bailey S.C.C., Mansour N.N. Modeling the oxidation of low-density carbon fiber material based on micro-tomography. *Carbon*, 2016, vol. 96, pp. 57–65, doi: 10.1016/j.carbon.2015.08.113
- [17] Ferguson J.C., Panerai F., Lachaud J., Mansour N.N. Theoretical study on the micro-scale oxidation of resin-infused carbon ablators. *Carbon*, 2017, vol. 121, pp. 552–562, doi: 10.1016/j.carbon.2017.06.013
- [18] Prosuntsov P.V., Barinov D.Ya., Bogachev E.A. Investigation of thermal oxidative degradation of carbon fiber-based material. *Engineering Journal: Science and Innovation*, 2019, no. 7(91) (in Russ.). Available at: <http://www.engjournal.ru/catalog/arise/dcpa/1899.html>, doi: 10.18698/2308-6033-2019-7-1899

Статья поступила в редакцию 15.08.2020

## Информация об авторах

**ПРОСУНЦОВ Павел Викторович** — доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-ая Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: [pavel.prosuntsov@mail.ru](mailto:pavel.prosuntsov@mail.ru)).

**БАРИНОВ Дмитрий Яковлевич** — инженер второй категории. ФГУП «ВИАМ» (105005, Москва, Российская Федерация, ул. Радио, д. 17, e-mail: [dybarinov@gmail.com](mailto:dybarinov@gmail.com)).

## Information about the authors

**PROSUNTSOV Pavel Viktorovich** — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Rocket and Space Composite Design. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: [prosuntsov@tochka.ru](mailto:prosuntsov@tochka.ru)).

**BARINOV Dmitriy Yakovlevich** — Engineer. Federal State Unitary Enterprise All-Russian Institute of Aviation Materials (105005, Moscow, Russian Federation, Radio St., Bldg. 17, e-mail: [dybarinov@gmail.com](mailto:dybarinov@gmail.com)).

### Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Просунцов П.В., Баринов Д.Я. Анализ комбинированного радиационно-кондуктивного теплообмена при деструкции пористого углерод-керамического композиционного материала тепловой защиты. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2020, № 12, с. 62–72, doi: 10.18698/0536-1044-2020-12-62-72

### Please cite this article in English as:

Prosuntsov P.V., Barinov D.Y. An Analysis of Combined Radiation-Conductive Heat Transfer During the Destruction of Porous Carbon-Ceramic Composite Material of the Thermal Protection Shield. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2020, no. 12, pp. 62–72, doi: 10.18698/0536-1044-2020-12-62-72