

УДК 666.7

Д.В. Гращенков¹, С.А. Евдокимов¹, Б.Е. Жестков²,
С.Ст. Солнцев¹, В.В. Штапов²

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕРМОХИМИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ПОТОКА ВОЗДУШНОЙ ПЛАЗМЫ НА ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЙ КЕРАМИЧЕСКИЙ КОМПОЗИЦИОННЫЙ МАТЕРИАЛ

DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-2-31-40

Проведены исследования образцов керамического композиционного материала, созданного на основе тугоплавких соединений редких и редкоземельных металлов (гафния, тантала и др.). Исследования выполнены в аэродинамической трубе ВАТ-104 ЦАГИ в условиях, моделирующих полет высокоскоростного летательного аппарата в верхних слоях атмосферы. Температура образцов при испытаниях составляла 1900–2800 К. Образцы хорошо выдержали испытания в высокоскоростном потоке воздушной плазмы. Средний унос массы исследованных образцов составил 1,01% за время испытания (800 с). Проведен анализ изменения состава и структуры поверхности образцов в процессе испытаний с помощью электронной микроскопии и рентгенофазового анализа.

Ключевые слова: керамический композиционный материал, редкие и редкоземельные металлы, воздействие потока плазмы, термохимическая устойчивость, каталитическая активность, излучательная способность, ресурс.

Researches of samples of ceramic composite material, produced on the basis of high-melting compounds of rare and rare-earth metals (hafnium, tantalum etc.) were conducted. Researches were carried out in wind tunnel VAT-104 (TSAGI) in the conditions, simulating the flight of a high speed flying vehicle in the upper atmosphere. Temperature range of the tests was from 1900 to 2800 K.

The samples have passed tests in the high speed air plasma flow. Average mass removal was 1,01% over 800 seconds. Analysis of changes of composition and surface structure of the samples in the course of tests were conducted by electron microscopy and X-ray diffraction analysis.

Keywords: ceramic composite material, rare and rare-earths metals, plasma flow influence, thermochemical resistance, catalytic activity, emission power, resource.

¹Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов» Государственный научный центр Российской Федерации [Federal state unitary enterprise «All-Russian scientific research institute of aviation materials» State research center of the Russian Federation]; e-mail: admin@viam.ru

²Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» [Federal state unitary enterprise «Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky»]; e-mail: info@tsagi.ru

Введение

В последние годы для аэрокосмических исследований появился ряд работ по созданию высокотемпературных керамических композиционных материалов (КМ) на базе диборидов, нитридов, силицидов и карбидов металлов переходной группы Ti, Zr, Hf, Nb, Ta. Рассматриваемая керамика является новым классом конструкционных материалов, представляющих собой композиты с керамической матрицей и структурой, защищающей поверхность от окисления [1–5]. В общем случае композиты с керамической (или стекло-) матрицей упрочняются непрерывными или дискретными волокнами, усами, пластинчатыми или изометричными частицами тугоплавких соединений. Их применение наиболее рационально в условиях, когда одновременно требуется низкая плотность, высокотемпературная прочность и стабильная работа в окислительной среде [6, 7]. Гетерофазная

структура высокотемпературной керамики обеспечивает ей повышенную вязкость разрушения (сопротивление быстрому распространению трещин), высокую твердость, износостойкость и повышенную стойкость при термоударе по сравнению с монолитной однородной керамикой. Однако при изготовлении керамики данного типа возникают трудности, связанные с тем, что соединения редких и редкоземельных металлов трудно уплотняются при спекании из-за высокой температуры плавления и сильных ковалентных связей, поэтому для уплотнения порошковых заготовок высокотемпературных соединений необходимо термическое оборудование с рабочей температурой 2750 К и более. В большинстве исследований для уплотнения используется горячее прессование при температурах 2270 К и выше с приложением удельного давления >30 МПа. Рассматривается также применение горячего изостатического

прессования, самораспространяющегося высоко-температурного синтеза и плазменного нагрева (искровое плазменное спекание) [8–10]. Последний способ по сравнению с горячим прессованием имеет преимущество, связанное с менее длительным процессом изготовления, что сказывается на стоимости и возможности проведения синтеза без активатора спекания. Исследуются различные добавки как для активирования спекания, так и для повышения прочности и устойчивости к окислению.

Керамика на основе тугоплавких соединений редких и редкоземельных металлов может применяться при изготовлении воздухозаборников, носовых обтекателей и передних кромок высокоскоростных летательных аппаратов (ВЛА), камер сгорания и сопел ракетных двигателей. К данному типу деталей предъявляются наивысшие требования по окислительной стойкости, жаропрочности и стойкости к термическому удару. Это связано с тем, что при полете ВЛА в верхних слоях атмосферы его поверхность подвергается одновременному воздействию агрессивного плазменного потока воздуха, предельно высоких тепловых и механических нагрузок [11, 12]. В сильной головной ударной волне происходит практически полная диссоциация молекул воздуха, возбуждение электронных уровней частиц и ионизация. В результате аппарат обтекается химически очень активной смесью атомов кислорода и азота, возбужденных частиц и ионов. Тепловой поток к изделию и температура поверхности достигают экстремальных значений, что может привести к катастрофическому разрушению теплозащиты за счет термохимических процессов. Особенно сильное воздействие испытывают кромки крыльев, рули, тормозные щитки и носовой обтекатель [13, 14]. Основным механизмом разрушения материала на этих режимах является окисление компонентов материала атомами кислорода, которое в ряде случаев может переходить в горение. Определенный вклад вносят эрозия материала за счет сил трения и градиентов давления у поверхности модели, а также процессы сублимации, оплавления и испарения материала [15].

В связи с наличием этих сложных процессов материалы, создаваемые для ВЛА, необходимо исследовать в условиях, моделирующих натурные. В данной работе проведено исследование

термохимического воздействия потока диссоциированного воздуха на образцы керамического композиционного материала (КМ) на основе тугоплавких соединений редких и редкоземельных металлов. Для моделирования условий полета ВЛА исследования работоспособности керамики проводили в аэродинамической трубе (АДТ) ВАТ-104 ЦАГИ [15].

Работа выполнена в рамках реализации комплексного научного направления 14.1. «Конструкционные керамические композиционные материалы» («Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года») [11, 12].

Материалы и методика эксперимента

В работе использовали следующие компоненты: оксид гафния «х.ч.» (ГФО-1), диборид гафния, карбид тантала, оксид иттрия, кремний (КР00), бор аморфный, карбид кремния (зернистость М5). Подготовку исходных компонентов проводили на планетарной мельнице РМ-400 с гарнитурой из износостойкого материала в среде изопропилового спирта. Время измельчения составило 1–2 ч.

Формование образцов керамического КМ проводили на установке искрового плазменного спекания SPS System GmbH FCT H-HP D 25 с применением гибридного режима (искровой и индукционный нагрев). Смесью порошков помещали в графитовую оснастку и спекали под давлением при температуре <math><2130\text{ К}</math> с выдержкой при максимальной температуре до 30 мин. Технологические параметры и результаты формования образцов КМ представлены в табл. 1.

Дифрактометрическую съемку осуществляли в монохроматическом $\text{Cu } K_{\alpha}$ -излучении в геометрии Брега–Брентано на дифрактометре. Диапазон сканирования в интервале углов $2\theta=10\text{--}90$ град. Рабочий режим дифрактометра: напряжение 30 кВ, ток 100 мА, время экспозиции 1,5 с. Расшифровка дифрактограмм проведена с помощью специализированной программы Jade5 и базы данных PDF2.

Исследования микроструктуры образцов керамического КМ проводили на сканирующем электронном микроскопе Hitachi SU8000.

Исследования термохимической устойчивости образцов керамического КМ проводили в

Таблица 1

Технологические параметры формования образцов из керамического композиционного материала

Условный номер серии	Температура формования, К	Удельное давление формования, МПа	Время выдержки, мин
1	1923	<math><50</math>	<math><40</math>
2	2023		
3	2123		

АДТ ВАТ-104 ЦАГИ (рис. 1) [15, 16]. Аэродинамическая труба имеет сертификат РФ в составе Испытательного Центра «Аэротермодинамика» ЦАГИ (действующий Аттестат аккредитации в реестре Авиарегистра МАК №ИЛ-083 действителен на период 20.05.2011–30.05.2016 г.).

Принципиальная схема АДТ ВАТ-104 приведена на рис. 2. Рабочая камера представляет собой камеру Эйфеля и имеет форму цилиндра $\varnothing 1,6$ м и длиной 4 м. В рабочей камере размещен механизм ввода модели в поток и теплообменник, охлаждающий высокотемпературную струю газа после обтекания образца. В данном исследовании использовали сопло Лавала с диаметром критического сечения $d=14,63$ мм, диаметром выходного

сечения $D=53,7$ мм и углом раскрытия в сверхзвуковой части 30 град.

Давление в рабочей части АДТ ВАТ-104 в зависимости от режима работы, количества и типов подключенных вакуумных насосов и величины расхода газа составляет $P_{р.ч}=1-1000$ Па. Струя, вытекающая из сопла, является недорасширенной.

Значения температуры, реализуемые при испытаниях, зависят от формы и размеров модели, излучательных и каталитических свойств материала, а также от расстояния L до среза сопла. На расстоянии $L=100$ мм тепловой поток к холодной стенке ($T_w=293$ К) в критической точке плоского торца продольно обтекаемого цилиндра радиусом $R=25$ мм составляет в зависимости от режима

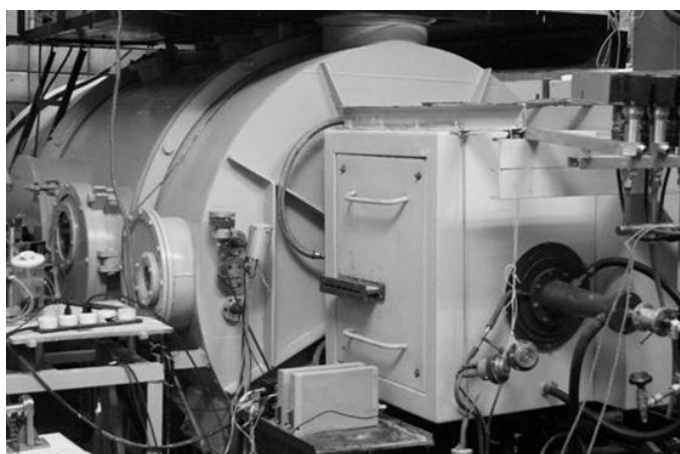


Рис. 1. Аэродинамическая труба ВАТ-104 ЦАГИ [15, 16]

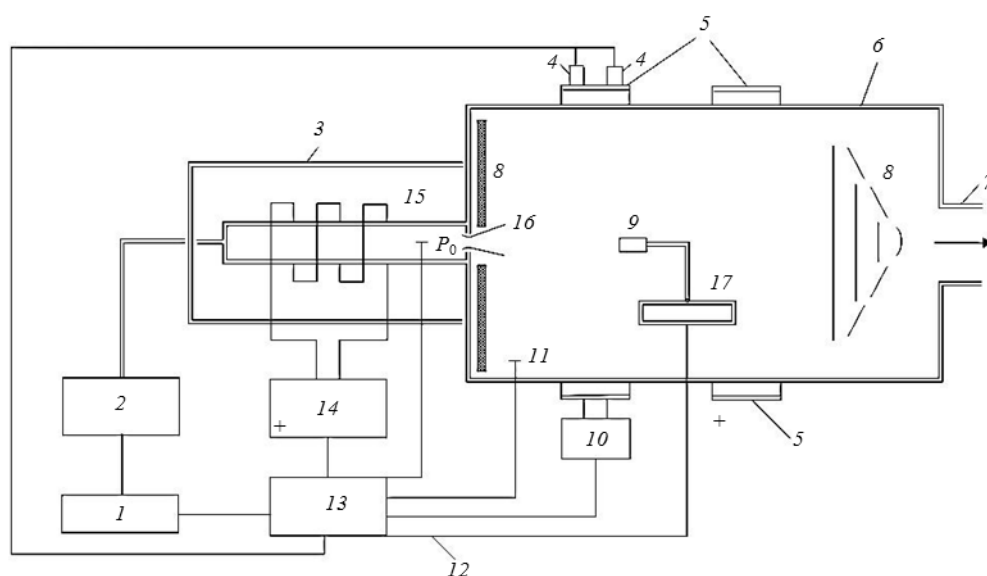


Рис. 2. Принципиальная схема аэродинамической трубы ВАТ-104 [15, 16]:

1 – персональный компьютер; 2 – регулятор расхода газа; 3 – подогреватель; 4 – ССД камеры; 5 – оптические окна; 6 – рабочая камера; 7 – трубопровод вакуумной системы; 8 – теплообменники; 9 – исследуемый образец; 10 – тепловизор ТАНДЕМ VS415U; 11 – датчик давления в рабочей камере; 12 – кабель термопар образца; 13 – система сбора; 14 – высокочастотный генератор; 15 – разрядная камера высокочастотного подогревателя; 16 – сопло; 17 – координатный механизм

работы АДТ $q_0=100-1500$ кВт/м². Радиационно-равновесная температура поверхности может достигать $T_r=2050$ К при значениях константы скорости гетерогенной рекомбинации атомов азота и воздуха на теплозащитном материале $K_w=10$ м/с или составит $T_r=1400$ К для идеально некаталитического случая ($K_w=0$ м/с). На расстоянии $L=10$ мм тепловой поток в критической точке сферического затупления с радиусом $R=10$ мм составляет 2,4 и 10 МВт/м² соответственно для идеально некаталитического и идеально каталитического случаев [17].

Распределение температуры поверхности модели регистрируется тепловизором ТАНДЕМ VS415U на длине волны 650 нм, а также яркостными пирометрами с интерференционными фильтрами (максимумы пропускания 648 и 804 нм) и CCD камерами в качестве приемника излучения [18]. Применяется также инфракрасный фильтр ИКС-6, который с учетом спектральной чувствительности CCD матрицы обеспечивает регистрацию излучения в спектральном диапазоне 950–1000 нм.

При испытаниях материалов и элементов теплозащиты размером <70 мм удается выполнить все основные условия моделирования термохимического воздействия высокоскоростного потока воздушной плазмы на материалы теплозащиты. Состав потока газа, набегающего на модель (за ударной волной), близок к составу потока воздуха, набегающего на аппарат при его полете в атмосфере Земли со скоростью ~7000 м/с на высоте 60–80 км [15].

Результаты и обсуждение

В результате применения гибридного режима спекания получены образцы керамического КМ диаметром 40 мм (рис. 3) с плотностью

4,10–4,75 г/см³ и пористостью 2,1–13%. Особенностью гибридного режима спекания является однородность распределения температурного поля по объему технологической оснастки при проведении процессов формования, что позволяет получать образцы материала с равномерно распределенной плотностью от центра к краю (в случае токопроводящих компонентов) и от края к центру в случае диэлектриков. Результаты формования образцов КМ приведены в табл. 2.

Как видно из данных табл. 2, увеличение температуры формования с 1923 до 2123 К приводит к значительному росту плотности и снижению пористости получаемых образцов, что связано с интенсификацией взаимодействия исходных компонентов и протекания процессов спекания керамического КМ.

Термохимические исследования образцов КМ в потоке диссоциированного воздуха

Для исследования термохимического воздействия потока диссоциированного воздуха на керамический КМ использовали образцы $\varnothing 40$ мм с технологическим углублением для крепления на модели. Модель перед каждым экспериментом тщательно очищается в потоке разреженной плазмы. Реализуется хорошая стабильность и повторяемость режимов по давлению торможения и энthalпии потока (не выше 3%), а также возможность иметь неограниченную продолжительность цикла испытаний и большой общий ресурс (10^4 ч). Погрешность определения теплового потока при многократных испытаниях составляет 5–10% [15].

Образцы устанавливали по оси потока на корундовой изоляции в виде трубочек диаметром



Рис. 3. Образец керамического композиционного материала диаметром 40 мм

Таблица 2

Характеристики полученных образцов из керамического композиционного материала

Условный номер серии	Плотность, г/см ³	Пористость, %
1	4,10±0,08	13,4±0,2
2	4,30±0,07	8,2±0,2
3	4,75±0,07	2,1±0,2

3–4 мм и длиной 25 мм. Углубления в образцах под соломку выполняли фрезами диаметром 3–4 мм с алмазным напылением. Острые кромки образцов не притупляли, их радиус затупления составлял $r \approx 0,3$ мм. Корундовую изоляцию вставляли в державку из SiC–SiC материала, которая была защищена эрозионностойким покрытием МАИ Д5-Р [19, 20], и устанавливали на координатном механизме. Использование корундовой изоляции позволяет установить образец в потоке и достаточно хорошо его теплоизолировать. Образцы керамического КМ имеют высокую теплопроводность, в результате чего весь образец нагревается при испытании до практически одной и той же температуры и интенсивно излучает тепловую энергию. Для уменьшения потерь тепла на излучение образцов используют отражающие экраны из карбонитрида бора (рис. 4).



Рис. 4. Модель с образцом композиционного материала

Собранную модель устанавливали на оси симметрии сопла на расстоянии 80 мм от его выходного сечения под нулевым углом атаки (поверхность диска перпендикулярна набегающе-

му потоку). Разряд возникает при давлении 0,1–1 мбар (10–100 Па). Подогреватель выводится на режим испытания путем плавного увеличения мощности высокочастотного генератора (W_a) и открывания дросселя подачи воздуха ($P_{фк}$). Время выхода на штатный режим составляет 30–60 с. В табл. 3 приведены основные результаты испытаний образцов из КМ в потоке диссоциированного воздуха.

Режим испытания образца серии 1-3 представлен на рис. 5, на котором синяя кривая показывает значения давления торможения (300 Торр ($\sim 0,04$ МПа)), фиолетовая кривая – значения мощности подогревателя (~ 200 кВт), красная кривая ($T_{вс}$) – температуру в центральной части образца, коричневая ($T_{вм}$) – температуру поверхности в точке, в которой достигался максимум, и оранжевая кривая (T_w) – минимальную температуру поверхности образца.

Образец нагревали равномерно. На постоянном режиме испытания температура образца медленно увеличивалась, достигая стационарного значения 2000 К только на 400 секунде. После увеличения мощности максимальная температура поверхности образца составила 2021 К. При испытании передняя поверхность образца стала немного светлее. Унос массы при испытании составил 0,91%. На рис. 6 показано распределение температуры на поверхности образца в конце испытания (рис. 6, а) и при охлаждении (рис. 6, б). Наблюдается резкое снижение температуры поверхности образца. Можно предположить, что столь значительное снижение температуры связано с образованием на поверхности образца из КМ, под воздействием потока диссоциированного воздуха, стеклофазы с низкой теплопроводностью.

Образец из КМ серии 3-2 испытан на постоянном режиме, но был смещен относительно оси потока диссоциированного воздуха с тем, чтобы увеличить тепловой поток у кромки. Режим испытания представлен на рис. 7.

Таблица 3

Результаты исследования термохимического воздействия потока диссоциированного воздуха на образцы из композиционного материала

Условный номер образца	T_w^{\max} , К	Время воздействия, с	Изменение толщины, мм	Масса до воздействия, г	Унос массы, %
1-1	1979	875	0,21	31,255	0,13
1-2	1975	769	-0,01	33,847	0,40
1-3	2021	547	0,89	18,984	0,91
2-1	2144	727	0,27	28,674	0,61
2-2	2116	848	-0,01	50,431	0,35
2-3	2217	819	-0,05	30,421	0,54
3-1	2607	640	0,18	5,805	2,17
3-2	2827	749	0,24	24,440	2,82
3-3	2735	782	0,23	22,869	1,13

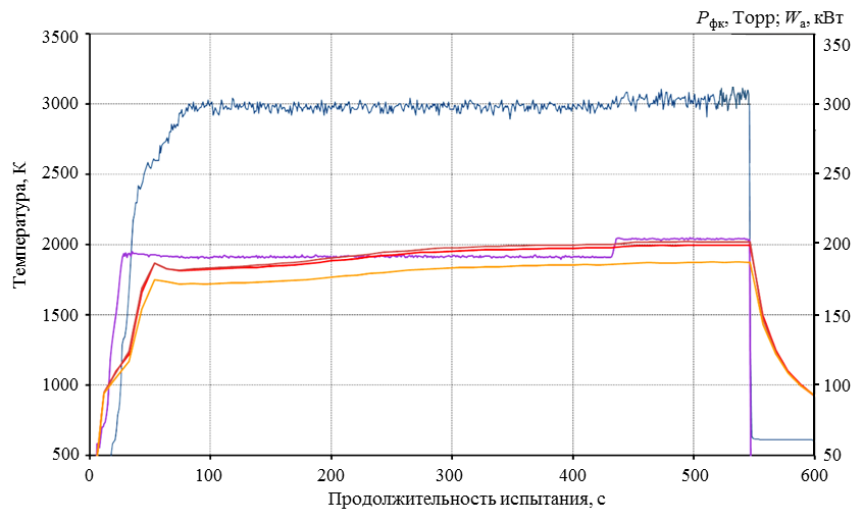


Рис. 5. Режим испытания образца из композиционного материала серии 1-3

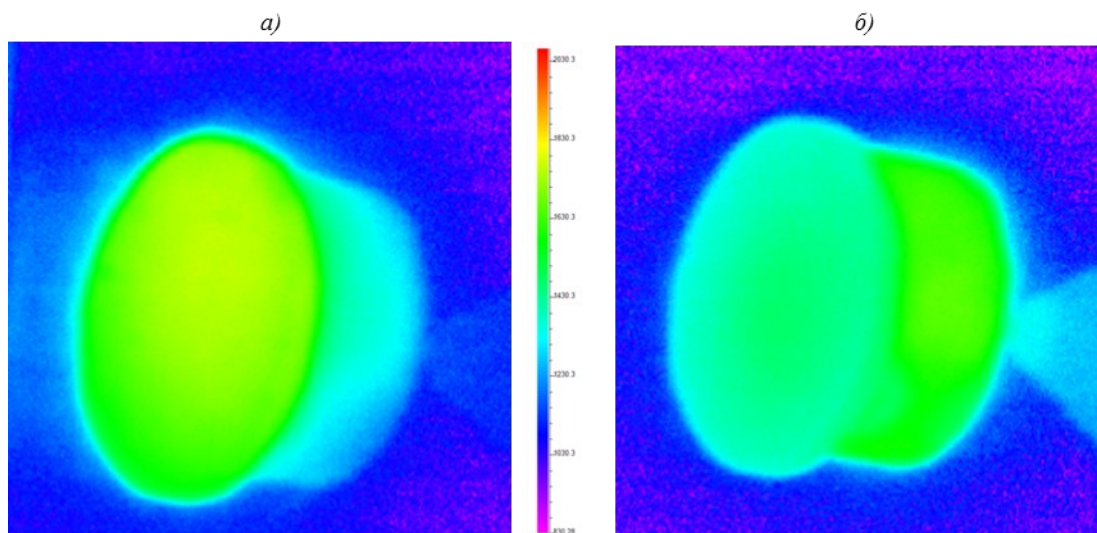


Рис. 6. Термоизображения образца из композиционного материала серии 1-3

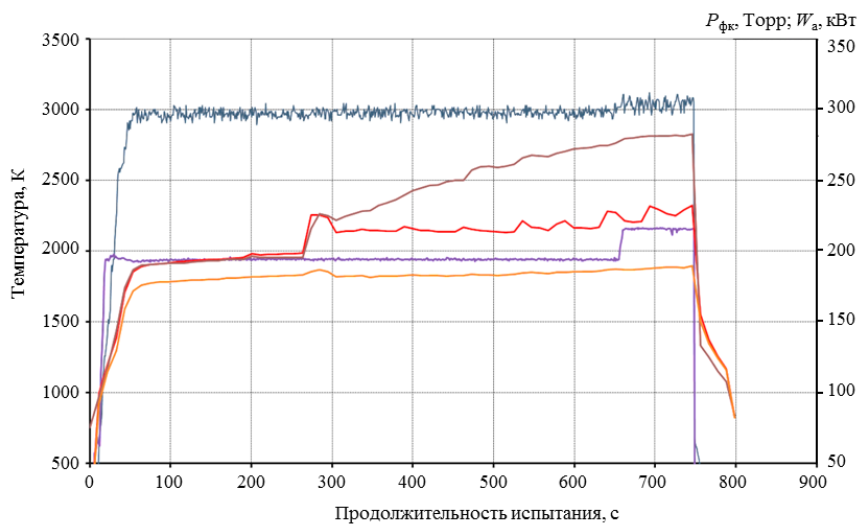


Рис. 7. Режим испытания образца из композиционного материала серии 3-2

Образец равномерно нагревали в течение 250 с. При температуре 2000 К в центре образца появилось яркое пятно и температура поверхности образца скачком увеличилась до 2250 К. При этом температура поверхности у края образца быстро увеличилась до 2827 К. Температура задней поверхности образца осталась такой же, какой она была до скачка. Распределение температурного поля в образце показано на рис. 8. Максимальное значение температуры зафиксировано в области непосредственного воздействия потока плазмы – конец испытания (рис. 8, а). При охлаждении образца (рис. 8, б) наблюдается резкое снижение температуры в зоне непосредственного воздействия потока плазмы, это связано с интенсивным протеканием химических реакций и изменением состава поверхности образца.

Внешний вид образца из КМ серии 3-2 после проведения испытаний в потоке диссоциированного воздуха представлен на рис. 9. В результате воздействия потока диссоциированного воздуха на поверхности образца наблюдается изменение структуры и образование продуктов окисления. Верхняя полоса передней поверхности образца сохранила первоначальный вид, далее идет переходная зона и зона с черной пленкой. На основной части (зона воздействия потока плазмы) образца образовалась белая пленка толщиной до 0,5 мм, обладающая высокой каталитической активностью и низкой теплопроводностью. Этим объясняется значительно более высокая температура части поверхности образца с белой пленкой. Данная область очень быстро (за 1–2 с) нагревается и охлаждается. Пленка является термобарьерным покрытием, благодаря чему температура нижней поверхности образца практически не увеличилась. Потери массы образца составили 2,82%. Следует отметить, что растрескивания образца, характерного для керамических материалов, при резком охлаждении не произошло.

Для сверхзвуковой недорасширенной струи на выходе из сопла выполнены параметрические численные исследования неравновесного теплообмена на торце теплоизолированного кругового цилиндра при различных значениях температуры и давления торможения, диаметра цилиндра и каталитической активности поверхности. Получены зависимости изменения температуры поверхности при изменении каталитической активности материала для различных режимов установки ВАТ-104 [16]. Данные численного моделирования [21, 22] позволили оценить величину каталитической активности поверхности образцов. При тепловых потоках к поверхности образцов из керамического КМ, не превышающих 73 Вт/см^2 , когда радиационно-равновесная температура поверхности образцов не превышает 2000 К (интегральная излучательная способность материала $\epsilon=0,7$), об-

разцы имеют низкую каталитическую активность. Константа скорости гетерогенной рекомбинации составляет $K_r \approx 3 \text{ м/с}$. При температуре 2000 К на поверхности образцов образуется черная, а поверх нее белая пористая пленка толщиной до 0,5 мм. Константа скорости гетерогенной рекомбинации поверхности белой пленки составляет $K_r \approx 20 \text{ м/с}$.

Исследование микроструктуры поверхности образца из КМ серии 3-2 после проведения испытания в потоке диссоциированного воздуха проводили на сканирующем электронном микроскопе Hitachi SU8000.

Анализ микроструктуры образца из КМ после термохимического воздействия потока диссоциированного воздуха показал, что на поверхности образуется пористый слой с размером пор от 2 до 100 мкм (рис. 10, а). Наблюдается также интенсивное образование стеклофазы на границе зоны интенсивного воздействия потока плазмы и исходного состояния (рис. 10, б). Пористый слой преимущественно состоит из оксида гафния и гафнона (рис. 11, а). Основными фазами переходного слоя являются гафнон (HfSiO_4) тетрагональной структуры и HfO_2 моноклинной модификации (рис. 11, б) [23]. Появление пористой пленки на основе HfO_2 обусловлено образованием газобразных продуктов V_2O_3 , SiO_2 , SiO , VO_2 , которые под воздействием потока диссоциированного воздуха испаряются с образованием пор. Интенсивное образование фазы $\text{HfSiO}_4\text{-HfO}_2$ снижает диффузионную способность кислорода, обеспечивая тем самым защитное действие термобарьерной пленки.

Заключения

Применение режима гибридного спекания (искровое плазменное спекание и индукционный нагрев) позволяет получать образцы из высокотемпературного керамического КМ с плотностью 98% (теоретически возможной) и пористостью <3%.

Проведены термохимические исследования полученных образцов в потоке диссоциированного воздуха в аэродинамической трубе АДТ ВАТ-104 ЦАГИ. При тепловых потоках к поверхности образцов из керамического КМ, не превышающих 73 Вт/см^2 , когда радиационно-равновесная температура поверхности образцов не превышает 2000 К (интегральная излучательная способность материала $\epsilon=0,7$), образцы имеют низкую каталитическую активность. Константа скорости гетерогенной рекомбинации составляет $K_r \approx 3 \text{ м/с}$. При температуре 2000 К на поверхности образцов образуется черная, а поверх нее белая пористая пленка толщиной до 0,5 мм. Константа скорости гетерогенной рекомбинации поверхности белой пленки составляет $K_r \approx 20 \text{ м/с}$. Пленка является термобарьерным покрытием, благодаря которому температура тыльной поверхности образца практически

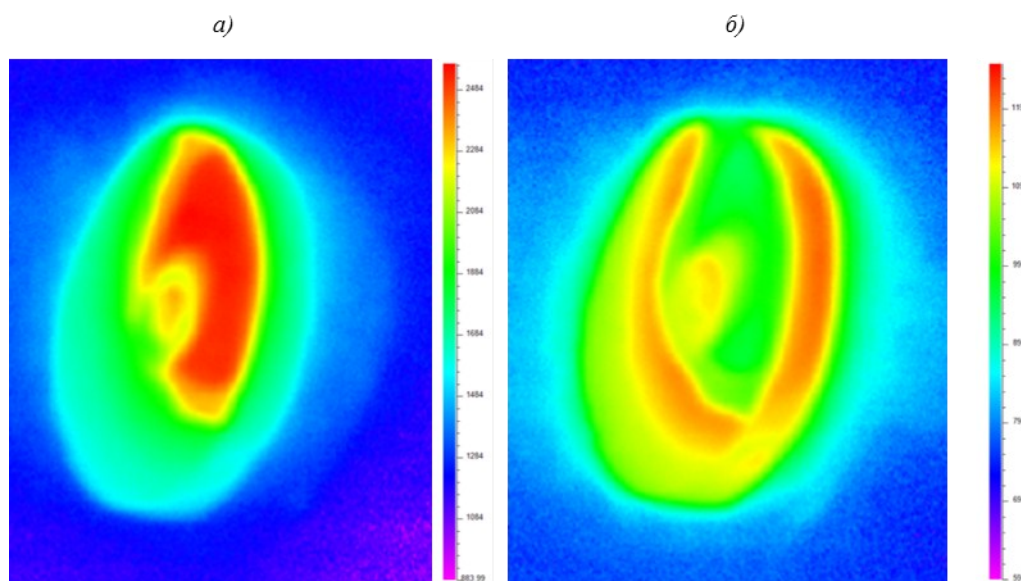


Рис. 8. Термоизображения образца из композиционного материала серии 3-2



Рис. 9. Образец из керамического композиционного материала серии 3-2 после проведения испытаний

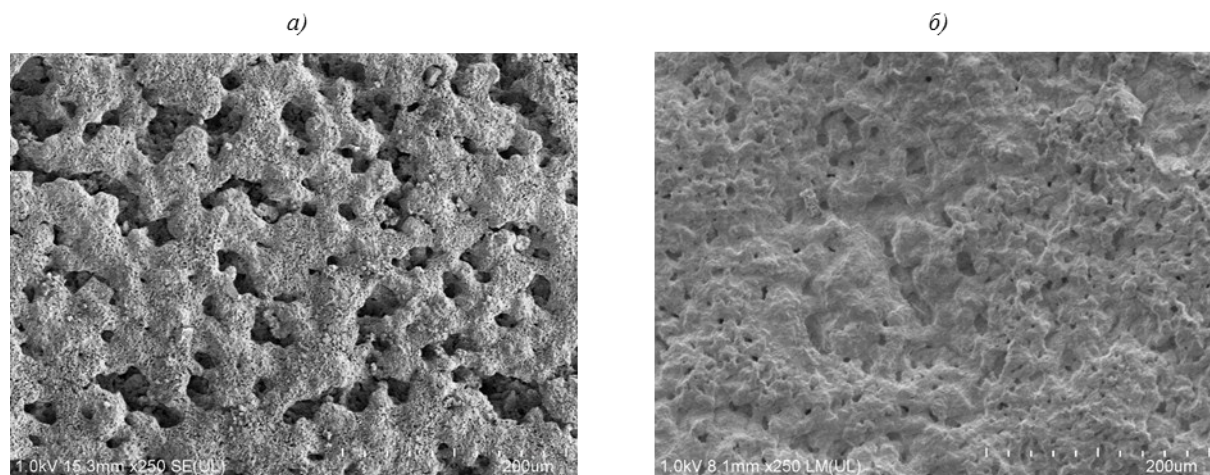


Рис. 10. Микроструктура поверхности образца из композиционного материала серии 3-2:
a – пористый слой; *б* – переходная зона

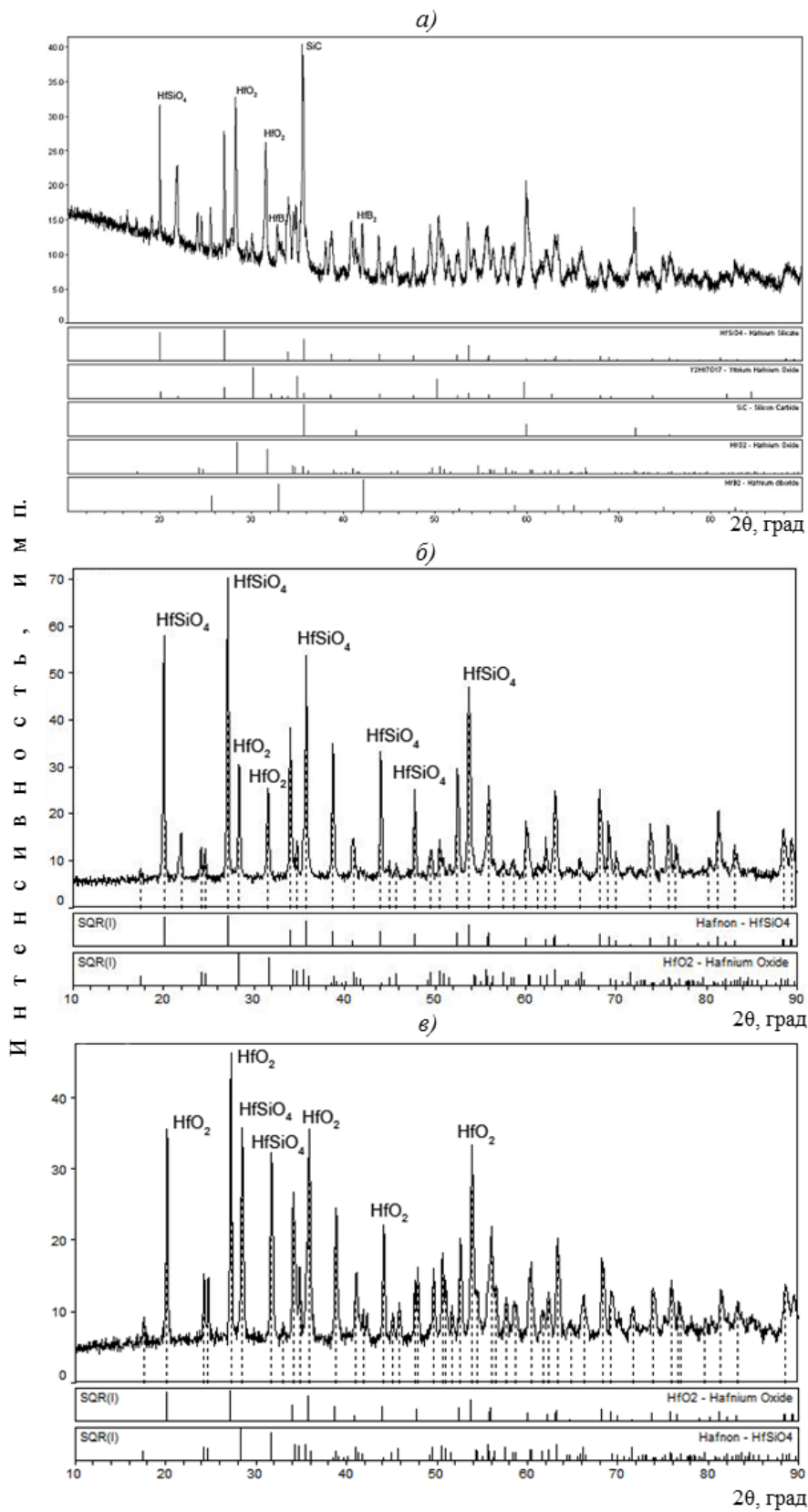


Рис. 11. Дифрактограммы поверхности образца из композиционного материала:
а – зона исходного состояния; *б* – переходная зона; *в* – зона интенсивного воздействия потока плазмы

не увеличивается при повышении температуры передней поверхности. Теплопроводность образцов материала достаточно высокая, что позволяет «сгладить» пики тепловых потоков. Отметим, что образование термобарьерной пленки (в результате

воздействия потока воздушной плазмы) позволит снизить воздействие кислорода воздуха на рабочую поверхность керамического КМ при высокотемпературной эксплуатации в условиях окислительной среды.

ЛИТЕРАТУРА

1. Доспехи для «Бурана». Материалы и технологии ВИАМ для МКС «Энергия–Буран» / под общ. ред. Е.Н. Каблова. М.: Наука и жизнь, 2013. 128 с.
2. Каблов Е.Н., Оспеникова О.Г., Вершков А.В. Редкие металлы и редкоземельные элементы – материалы современных и будущих высоких технологий // Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн. 2013. №2. Ст. 01. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 11.03.2016).
3. Justin J.F., Jankowlak A. Ultra High Temperature Ceramics: Densification, Properties and Thermal Stability // Aerospace Lab. 2011. Issue 03-08. P. 1.
4. Прямилова Е.Н., Пойлов В.З., Лямин Ю.Б. Термохимическая стойкость керамики на основе боридов циркония и гафния // Вестник ПНИПУ. 2014. №4. С. 55–67.
5. Самсонов Г.И., Серебрякова Т.И., Неронов В.А. Бориды. М.: Атомиздат, 1975. 376 с.
6. Ивахненко Ю.А., Бабашов В.Г., Зимичев А.М., Тняжкова Е.В. Высокотемпературные теплоизоляционные и теплозащитные материалы на основе волокон тугоплавких соединений // Авиационные материалы и технологии. 2012. №S. С. 380–386.
7. Каблов Е.Н., Щетанов Б.В., Ивахненко Ю.А., Балинова Ю.А. Перспективные армирующие высокотемпературные волокна для металлических и керамических композиционных материалов // Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн. 2013. №2. Ст. 05. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 20.04.2016).
8. Tokita M. Spark plasma sintering (SPS) method, systems, and applications // In: Handbook of Advanced Ceramics. Chapter 11.2.3. 2013. P. 1149–1177.
9. Orru R., Cao G. Comparison of reactive and non-reactive spark plasma sintering routes for the fabrication of monolithic and composite ultra high temperature ceramics (UHTC) materials // Materials. 2013. No. 6. P. 1566–1583.
10. Tokita M. Trend in advanced SPS spark plasma sintering systems and technology // J. Soc. Powder Tech. Japan. 1993. No. 30 (11). P. 790–804.
11. Каблов Е.Н. Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года // Авиационные материалы и технологии. 2012. №S. С. 7–17.
12. Каблов Е.Н. Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» // Авиационные материалы и технологии. 2015. №1 (34). С. 3–33. DOI: 10.18577/2071-9140-2015-0-1-3-33.
13. Bongiorno A., Först C.J., Kalia R.K. A Perspective on Modeling Materials in Extreme Environments: Oxidation of Ultrahigh-Temperature Ceramics // MRS Bulletin. 2006. Vol. 31. P. 410–418.
14. Paul A., Jayaseelan D.D., Venugopal S. UHTC composites for hypersonic applications // Am. Cer. Soc. Bul. 2012. Vol. 91. No. 1. P. 22–29.
15. Жестков Б.Е. Исследование термохимической устойчивости теплозащитных материалов // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. XLV. №5. С. 62–77.
16. Жестков Б.Е. Комплекс стендов с индукционными подогревателями газа // Вестник Казанского технологического университета. 2011. Т. 14. №19. С. 63–69.
17. Sakharov V.I., Shtapov V.V., Vasilevskiy E.B., Zhestkov V.E. A blunted cone in a supersonic high enthalpy nonequilibrium air flow // Progress in flight physics. 2015. Vol. 7. P. 407–422.
18. Мошаров В.Е., Радченко В.Н., Сенюев И.В. Пирометрия с использованием П.З.С.-камер // Приборы и техника эксперимента. 2013. №4. С. 132–137.
19. Жестков Б.Е., Терентьева В.С. Исследование многофункционального покрытия МАИ Д5, предназначенного для защиты особожаропрочных материалов // Металлы. 2010. №1. С. 39–48.
20. Способ восстановления высокотемпературного кремнийсодержащего защитного покрытия на жаропрочных конструкционных материалах: пат. 2437961 Рос. Федерация №2010132004/02; заявл. 29.07.2010; опубл. 27.12.2011. Бюл. №36.
21. Башкин В.А., Егоров И.В., Жестков Б.Е., Шведченко В.В. Численное исследование поля течения и теплообмена в тракте высокотемпературной аэродинамической установки // Теплофизика высоких температур. 2008. Т. 46. №5. С. 771–783.
22. Егоров И.В., Жестков Б.Е., Шведченко В.В. Определение каталитической активности материалов при высоких температурах в гиперзвуковой трубе ВАТ-104 // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. XLV. №1. С. 3–13.
23. Солнцев С.С., Шалин Р.Е., Исаева Н.В. Реакционно-спекаемые керамические покрытия // Сб. трудов 8-й Всемирной конференции по керамике и новым материалам. 1995. Т. 9. С. 237–242.