

УДК 620.11

ИСПЫТАНИЯ НА ЖАРОПРОЧНОСТЬ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПОСРЕДСТВОМ ЛАЗЕРНОГО НАГРЕВА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

© 2020 г. К. Ю. Арефьев^{1,2,*}, С. В. Кручков^{1,2,**}, А. В. Глушнева³,
А. С. Савельев³, Э. Е. Сон³, А. С. Борейшо⁴, М. Ю. Хомский⁴

¹Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, Москва, Россия

²Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

³Объединенный институт высоких температур РАН, Москва, Россия

⁴ООО «НПП «Лазерные системы», Санкт-Петербург, Россия

*E-mail: arefyev@rambler.ru

**E-mail: kruchkov-93@mail.ru

Поступила в редакцию 12.12.2019 г.

После доработки 24.12.2019 г.

Принята к публикации 24.12.2019 г.

Предложен способ исследования жаропрочности образцов высокотемпературных композиционных материалов с помощью локального лазерного нагрева их поверхности в сверхзвуковом потоке. Выполняемые исследования позволяют оперативно проводить селекцию высокотемпературных материалов по интенсивности эрозии при одновременном лазерном и газодинамическом воздействии. Экспериментально определены скорости уноса композиционных материалов при реализуемых температурах поверхности от 2100 до 2300 К и обдуве сверхзвуковым потоком с числом Маха $M = 2$. Проведены исследования влияния на скорость уноса материала различных добавок, в том числе карбидов и оксидов Hf, Si, Ta, Zr. Полученные данные могут быть использованы в качестве рекомендаций при выборе рецептур для высокотемпературных композиционных материалов.

DOI: 10.31857/S0040364420030023

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время одной из актуальных тенденций развития технических систем является увеличение в них доли использования композиционных материалов (КМ) [1, 2]. Это связано с уникальными свойствами различных КМ. Одно из направлений развития КМ — создание высокотемпературных КМ (ВКМ), в том числе способных функционировать в окислительной среде [3]. Задача внедрения ВКМ является важной для аэрокосмической, нефтегазовой, атомной и других отраслей промышленности. ВКМ могут использоваться в элементах конструкции внутриатмосферных летательных аппаратов и их двигателей [4, 5], теплонагруженных элементах наземных и объектовых энергетических установок, а также в различных технологических и производственных установках. Предварительный анализ данных [6–8] показывает, что применение ВКМ даст возможность повысить рабочие температуры газового потока, снизить массу конструкции, расширить диапазоны работоспособности и увеличить ресурс теплонагруженных элементов различных технических систем.

Перспективными материалами с высокой окислительной стойкостью являются углеродные ВКМ на основе керамической матрицы, которые способны сохранять свою работоспособность в окислительной среде длительное время при температурах более 2000 К [8–10].

На сегодняшний день имеется большое количество разновидностей углеродных ВКМ, различных как по своему химическому составу, так и по способу получения [10]. Различия в технологии изготовления ВКМ значительно влияют на характеристики материала. Поэтому перед выбором ВКМ для изготовления различных деталей, работающих при высоких температурах, необходимы сравнительные испытания образцов. В первую очередь для выбора ВКМ и предварительного анализа возможности их дальнейшего применения в теплонагруженных элементах конструкции аэрокосмической техники нужны экспериментальные исследования на жаропрочность. Следует отметить, что одним из предъявляемых требований к проведению селекционных испытаний модельных образцов ВКМ является получение сравнительных данных о линейной

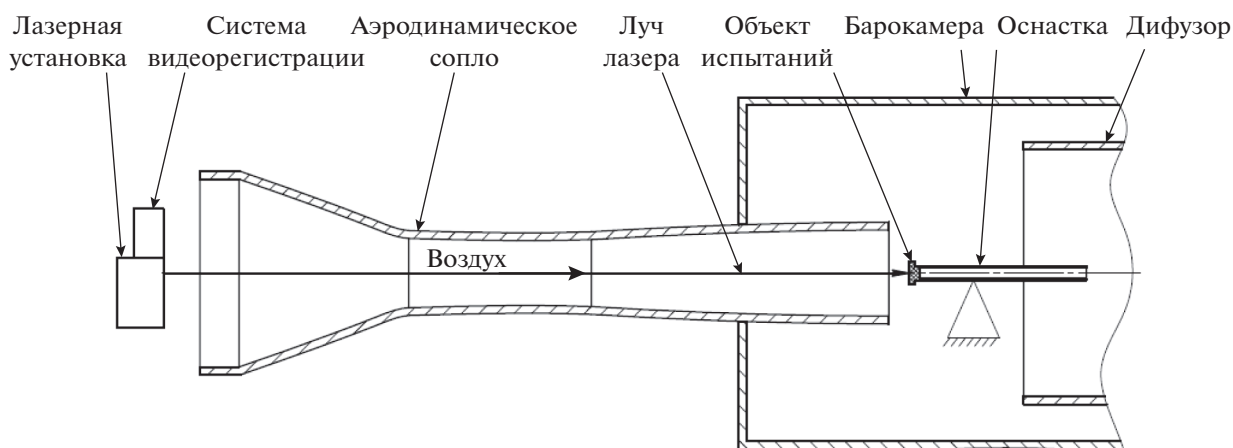


Рис. 1. Схема экспериментальной установки.

и массовой скорости уноса материала при минимизации временных и материальных затрат.

В работах [11–13] показано, что на эрозию материала влияет не только реализуемая температура поверхности, но и условия газодинамического воздействия на образец материала. В частности, при повышении скорости потока интенсивность эрозии увеличивается.

Таким образом, для выбора ВКМ, подходящих для последующего использования в силовых и энергетических установках, актуальным является проведение селекционных экспресс-испытаний при моделировании уровня тепловых потоков и газодинамических параметров течения вблизи испытываемого образца.

В настоящей работе рассмотрен метод проведения селекционных экспресс-испытаний образцов ВКМ, учитывающий специфику их последующего использования в элементах конструкции силовых и энергетических установок. Метод заключается в интенсивном лазерном нагреве образца ВКМ при его обдуве сверхзвуковым потоком воздуха. Данный метод позволяет оперативно оценить стойкость материала к воздействию высоких температур в высокоскоростной окислительной среде.

В задачи работы входит разработка и апробация технологии проведения селекционных экспресс-испытаний образцов ВКМ с последующими экспериментальным исследованием и сравнительной оценкой жаропрочности углеродных материалов, в том числе с добавками карбидов и оксидов Hf, Si, Ta, Zr.

МЕТОДОЛОГИЯ ЭКСПРЕСС-ИСПЫТАНИЙ

Испытания на жаропрочность образцов из высокотемпературных композиционных материалов выполнены на установке лазерного воздействия, которая состоит из сверхзвукового аэродинами-

ческого сопла (МФТИ) СТ-4 с установленным в нем лазером. Схема экспериментальной установки показана на рис. 1.

Методология проведения испытаний заключалась в следующем. Образец из ВКМ закреплялся в барокамере на срезе аэродинамического сопла СТ-4. Рабочая поверхность объекта испытаний (ОИ) находилась в плоскости, перпендикулярной лазерному лучу. После этого происходило вакуумирование барокамеры с установленным в ней образцом из ВКМ до давления около 2 кПа с помощью газгольдеров. Далее открывалась входная задвижка сопла и воздух из атмосферы поступал в барокамеру, осуществляя сверхзвуковой обдув ОИ. После установления режима обтекания производилось лазерное воздействие на поверхность ОИ.

Для селекционных экспресс-испытаний ВКМ выбрано оборудование, которое позволяет проводить экспериментальные исследования при максимальном радиационном потоке лазерного излучения $Q = 1.27 \text{ ГВт/м}^2$ и длине волны $\lambda = 1070 \text{ нм}$. Исследования проходили при условиях одновременного нагрева и обдува объекта испытаний потоком воздуха с числом Маха $M = 2$ и полным давлением $p \approx 10^5 \text{ Па}$.

С целью определения температуры осуществлялась съемка ОИ на цветную видеокамеру Redlake Motion Pro X3 с возможностью установки экспозиции кадров в диапазоне от 1 до 40000 мкс. Видеокамера устанавливалась перед аэродинамическим соплом, что обеспечивало беспрепятственную регистрацию излучения с поверхности образца.

Благодаря RGB-матрице видеокамера может быть использована как цветовой пирометр для анализа теплового состояния поверхности ОИ. Каждый пиксель матрицы видеокамеры фиксирует интенсивность излучения от источника

в трех диапазонах длин волн (трех каналах R, G и B). На рис. 2 приведен график спектральной чувствительности матрицы Redlake Motion Pro X3, взятый из технической документации камеры.

Определение температуры T_S нагретого образца проведено по методу, описанному в работе [14]. В этом случае используется отношение интенсивностей излучения от образца и от калиброванного источника на определенной длине волны. Излучение произвольного тела на определенной длине волны в направлении нормали $I_{\lambda,T}$ может быть выражено через формулу Планка и спектральную степень черноты $\epsilon_{\lambda,n}$ для длины волны λ :

$$I_{\lambda,T} = \epsilon_{\lambda,n} \frac{2hc^2}{\lambda^5 \left(e^{hc/\lambda kT} - 1 \right)},$$

где h – постоянная Планка, c – скорость света, k – постоянная Больцмана.

В упрощенном виде отношение интенсивностей от двух источников может быть представлено в следующем виде [14]:

$$\frac{I_{\lambda,T_S}}{I_{\lambda,T_C}} = \exp\left(\frac{C_2}{\lambda} \left(\frac{1}{T_C} - \frac{1}{T_S} \right) \right) \frac{\epsilon_S(\lambda, T_S)}{\eta \epsilon_C(\lambda, T_C)},$$

где $C_2 = hc/k$; T_S, T_C – температуры образца и калиброванного источника соответственно; ϵ_S, ϵ_C – степени черноты образца и калиброванного источника; η – коэффициент, выражающий различие оптических условий записи образца и калиброванного источника.

Калиброванный источник представляет собой вольфрамовую лампу, для которой получено соответствие между интенсивностью излучения и температурой нити накала лампы.

Излучение лампы регистрировалось по тому же оптическому пути, что и в эксперименте, единственное различие заключалось в длительности экспозиции (это различие отражается коэффициентом η). Чтобы минимизировать влияние η , используется отношение интенсивностей от двух каналов (R и G), т.е. излучение на двух длинах волн (параметры, относящиеся к различным длинам волн, указаны индексами 1 и 2):

$$\frac{I_{\lambda_1,T_S} I_{\lambda_2,T_C}}{I_{\lambda_2,T_S} I_{\lambda_1,T_C}} = \frac{F(\lambda_1, \lambda_2, T_S) \epsilon_S(\lambda_1, T_S) \epsilon_C(\lambda_2, T_C)}{F(\lambda_1, \lambda_2, T_C) \epsilon_S(\lambda_2, T_S) \epsilon_C(\lambda_1, T_C)}, \quad (1)$$

где
$$\frac{F(\lambda_1, \lambda_2, T_S)}{F(\lambda_1, \lambda_2, T_C)} = \exp\left(C_2 \left(\frac{1}{\lambda_2} - \frac{1}{\lambda_1} \right) \left(\frac{1}{T_S} - \frac{1}{T_C} \right) \right).$$

Предполагается, что степень черноты образца не зависит от длины волны. В этом случае степень черноты образца в уравнении (1) сокращается. Степени черноты материала калиброванного источника (вольфрама) для заданных длин волн (для красного и зеленого каналов) определены согласно данным [15].

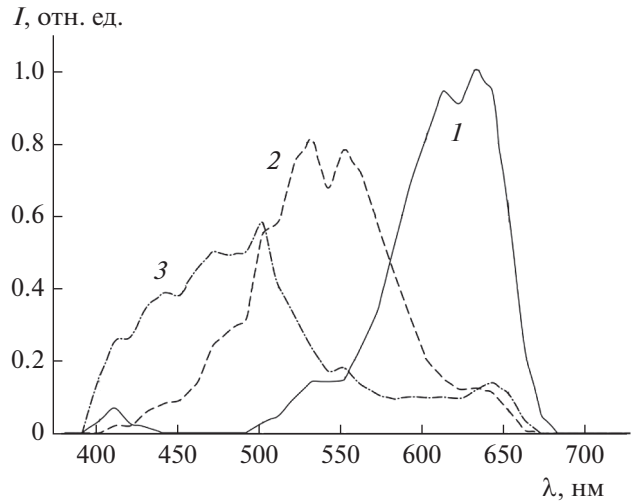


Рис. 2. Спектральная чувствительность камеры Redlake Motion Pro X3: 1 – красный канал, 2 – зеленый, 3 – синий.

Область снимка, соответствующая изображению нагретой части поверхности ОИ, выделяется с помощью применения к изображению маски, которая отсекает пиксели со значениями интенсивности ниже максимального значения сигнала “шума”, уровень которого определялся с использованием программного пакета XnView. Таким образом, из кадра с изображением образца выделяется тепловое пятно, свечение которого обусловлено нагревом от излучения лазера.

Для каждого пикселя, фиксирующего излучение от нагретой части поверхности ОИ, вычисляется отношение интенсивностей R- и G-каналов, которое подставляется в формулу (1), и численным методом находится значение температуры образца T_S в этой точке кадра. Для каждого кадра определяется максимальное и среднее значения температуры нагретой части поверхности ОИ. Регистрация проводится для различных моментов времени, что позволяет определить динамику изменения температуры поверхности ОИ.

Оценка жаропрочности образцов осуществляется по массовой U_M и линейной U_L скоростям уноса массы ВКМ:

$$U_M = \frac{M_0 - M_1}{t}, \quad U_L = \frac{U_M}{\rho F_{av}}.$$

Здесь M_0 – масса образца до испытаний; M_1 – масса образца после испытаний; t – время воздействия лазерного излучения; ρ – плотность исследуемого материала; F_{av} – средняя площадь впадины, образовавшейся на поверхности ОИ в результате воздействия лазерного излучения. Следует отметить, что F_{av} определяется из анализа геометрической конфигурации впадины, измеренной с помощью пространственного лазерного

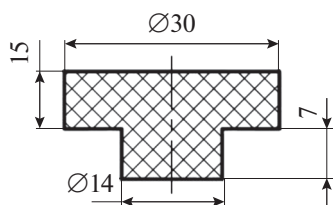


Рис. 3. Образец из ВКМ для испытаний на жаропрочность.

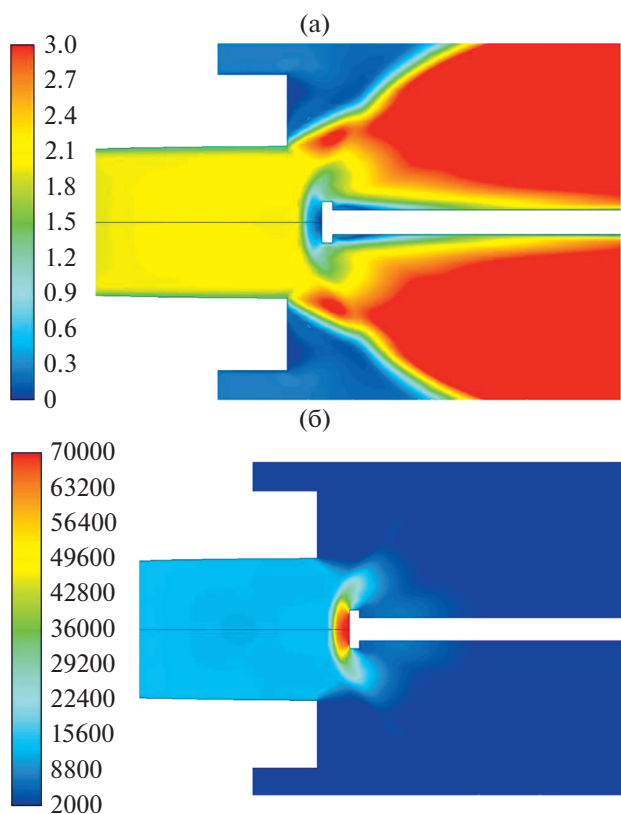


Рис. 4. Моделирование обдува ОИ сверхзвуковым потоком: (а) – поле чисел Маха, (б) – поле статического давления (Па).

сканера (3D-сканирование). В работе используется 3D-сканер RS6, установленный на портативном многосуставном координатно-измерительном устройстве Absolute Arm и позволяющий проводить измерения с точностью до 0.06 мм.

РЕЗУЛЬТАТЫ АПРОБАЦИИ

Эксперимент проводился в условиях одновременного теплового и газодинамического воздействия. Для исследования использовались ОИ из ВКМ с геометрической конфигурацией, представленной на рис. 3.

Для определения параметров течения вблизи поверхности образца в условиях экспериментальной установки проведено предварительное численное моделирование газодинамических процессов. Моделирование основано на решении системы уравнений Навье–Стокса, осредненных по Фавру в осесимметричной стационарной постановке для вязкого теплопроводного газа [16]. При моделировании турбулентной вязкости использована однопараметрическая модель Спаларта–Алмараса [17]. Система уравнений решена неявным методом с использованием схемы AUSM [18].

Поля числа Маха и статического давления в области ОИ, полученные в результате численного моделирования, представлены на рис. 4. В результате численного моделирования показано, что сопло работает в расчетном режиме, скорость ядра потока на срезе аэродинамического сопла соответствует $M = 2$. Перед кромкой образца возникает прямой скачок уплотнения, статическое давление за которым составляет $p \approx 70$ кПа, а скорость снижается до $M \approx 0.1$. Следует отметить, что за срезом аэродинамического сопла происходит свободное расширение потока в барокамере экспериментальной установки и увеличение его скорости до значений, соответствующих $M > 3$.

В указанных условиях обдува проведены испытания восьми модельных образцов с различными тугоплавкими добавками и без них (табл. 1). В качестве добавок использованы порошки карбидов и оксидов Hf, Si, Ta, Zr, которые имеют высокие температуры плавления [19].

Длительность испытания каждого образца составляла до 30 с. Так как тепловой поток на поверхности ОИ от лазерного излучения находится на уровне 1 ГВт/м^2 , указанного времени достаточно для оценки жаропрочности высокотемпературных композиционных материалов. На рис. 5 представлены образцы до и после испытаний.

Таблица 1. Параметры модельных образцов

№ образца	ρ , г/см ³	M_0 , г	Добавки
1	2.03	13.75	HfC
2	1.80	9.60	ZrC
3	2.60	15.40	TaC
4	2.02	12.86	–
5	1.89	12.72	HfC + нитевидные кристаллы SiC
6	2.04	7.47	TaC + нитевидные кристаллы SiC
7	2.01	8.34	Нитевидные кристаллы SiC
8	2.00	8.44	ZrO ₂ + нитевидные кристаллы SiC

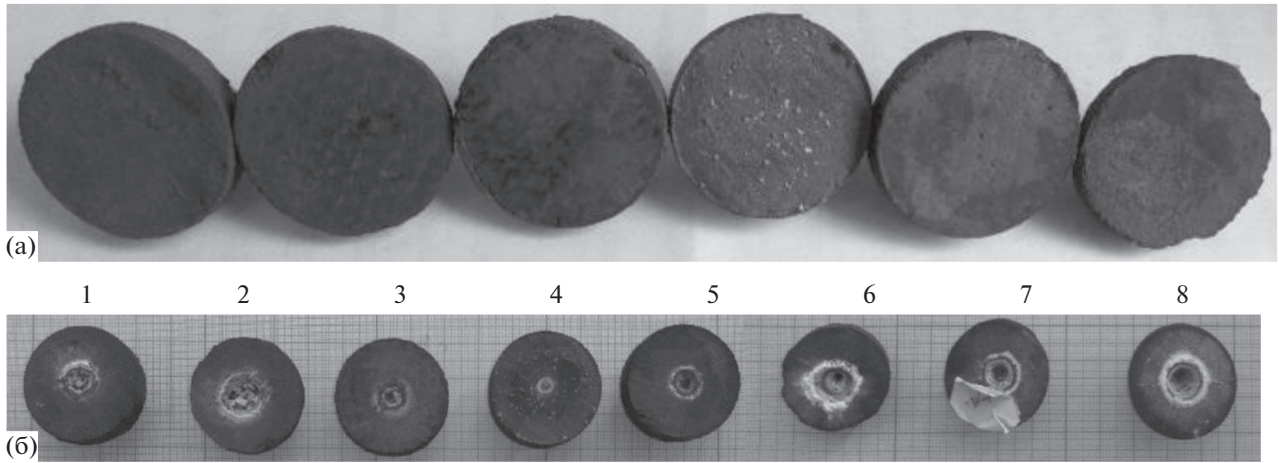


Рис. 5. Образцы ВКМ: (а) – до испытаний, (б) – после испытаний.

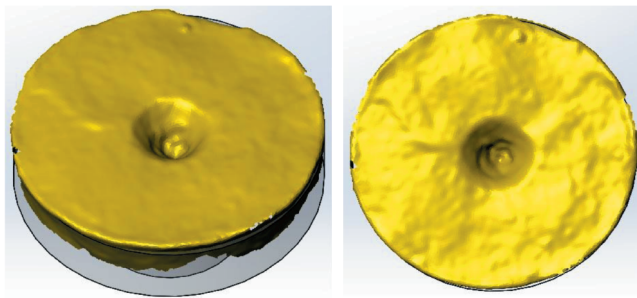


Рис. 6. Результаты 3D-сканирования поверхности ОИ.

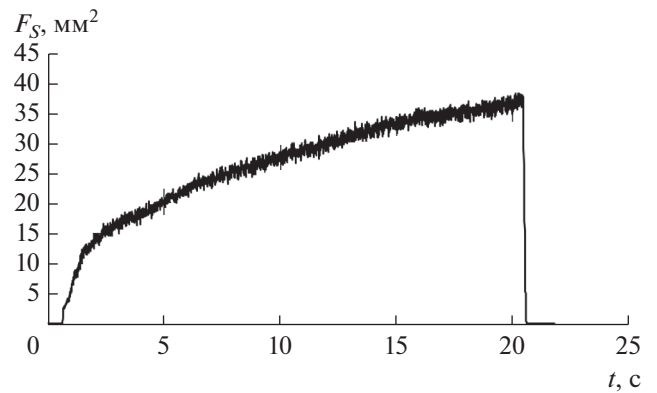


Рис. 7. Зависимость площади теплового пятна от времени.

Видно, что в процессе эксперимента происходит значительная эрозия материала ОИ.

Для оценки размеров образовавшихся впадин в местах воздействия лазерного излучения проведено сканирование поверхности образцов с помощью лазерного 3D-сканера. По результатам 3D-сканирования видно, что впадины на поверхности объектов испытаний имеют форму, близкую к конической (рис. 6). Для расчета линейной скорости уноса массы ВКМ по полученным 3D-моделям определены средние площади образовавшихся углублений, которые для рассматриваемых образцов составили $F_{av} \approx 3-50 \text{ мм}^2$.

По результатам экспериментов в соответствии с представленной методикой рассчитана средняя температура в рабочей области объектов испытаний $T_{av} = 2100-2350 \text{ К}$.

Посредством теплопроводности в процессе эксперимента происходит постепенное увеличение размеров теплового пятна. На рис. 7 показана характерная зависимость изменения площади теплового пятна F_S от времени воздействия лазер-

Таблица 2. Результаты испытаний

№ образца	$t, \text{ с}$	$T_{av}, \text{ К}$	$M_1, \text{ г}$	$F_{av}, \text{ мм}^2$	$U_M, \text{ мг/с}$	$U_L, \text{ мм/с}$
1	20	2100–2200	13.69	28.27	2.90	0.05
2	20	2100–2200	9.51	38.48	4.31	0.06
3	20	2150–2250	15.38	23.76	0.61	0.01
4	20	2000–2200	12.81	3.14	2.62	0.41
5	20	2100–2300	12.68	15.90	1.99	0.07
6	20	2200–2350	7.30	23.76	8.39	0.17
7	30	2100–2300	8.19	23.76	4.74	0.10
8	20	2100–2300	8.33	50.27	5.59	0.06

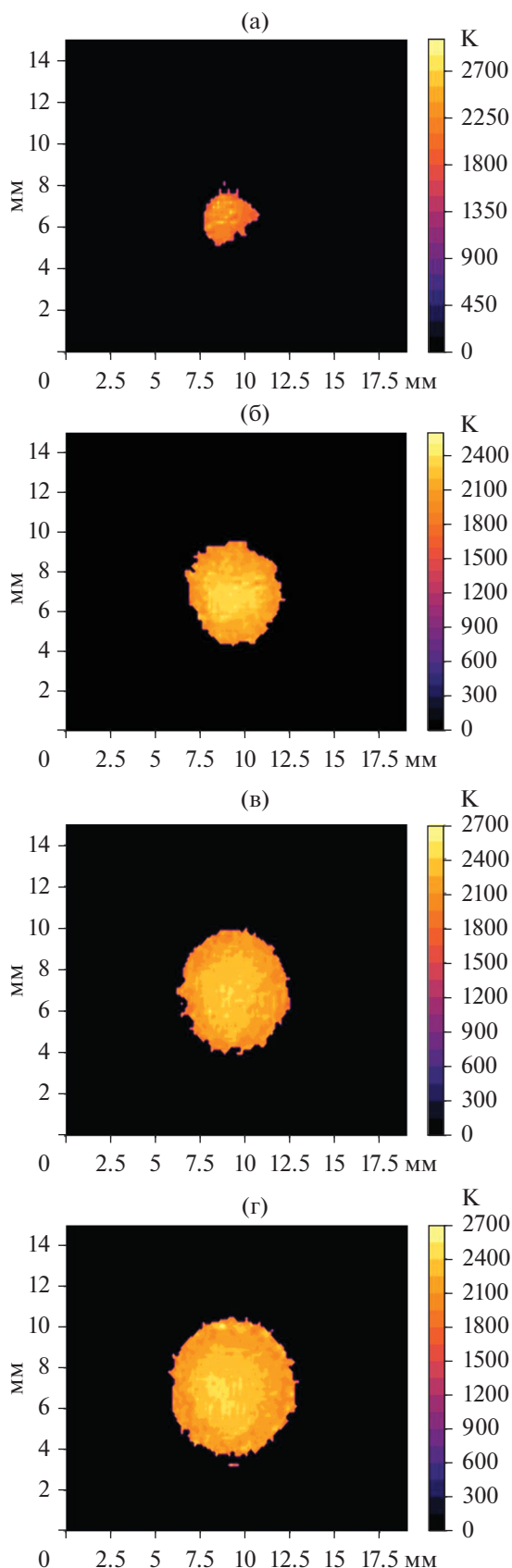


Рис. 8. Поля температуры в различные моменты времени: (а) – $t = 1$ с, (б) – 5, (в) – 10, (г) – 20.

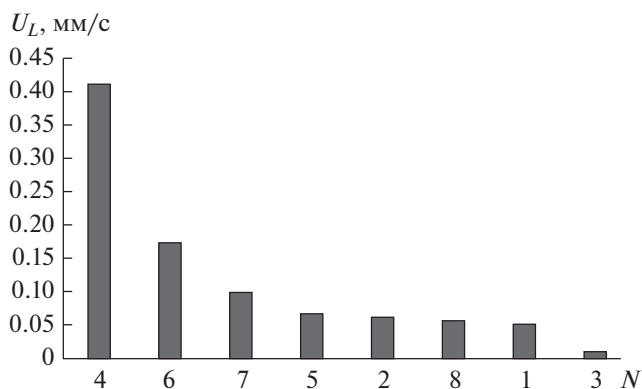


Рис. 9. Линейная скорость уноса массы с поверхности для разных образцов.

ного излучения. Распределения температуры на поверхности образца в различные моменты времени приведены на рис. 8.

Количественные результаты испытаний образцов ВКМ представлены в табл. 2. Массы рассмотренных образцов после испытаний снизились на 0.4–2.2% относительно начальной. Массовая скорость уноса массы при этом составила 0.61–8.39 мг/с, а линейная – 0.01–0.41 мм/с.

На рис. 9 приведена гистограмма линейной скорости уноса массы с поверхности образцов, различных по своему химическому составу.

Наиболее высокие показатели жаропрочности (минимальная линейная скорость уноса массы с поверхности $U_{L \min} = 0.01$ мм/с) наблюдаются у образца № 3, в химический состав которого добавлен порошок карбида тантала. Предположительно это связано с тем, что при высоких температурах в материале образца с карбидом тантала образуются жидкие пленки оксидов и карбидов кремния и тантала, которые обеспечивают протекторную защиту поверхности ВКМ.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенной апробации разработанной методологии экспресс-испытаний на жаропрочность перспективных углеродных ВКМ с помощью лазерного нагрева в сверхзвуковом потоке определены характеристики жаропрочности восьми образцов с различным химическим составом.

Средние температуры поверхности зоны нагрева образцов ВКМ составляют от 2100 до 2300 К. При этом скорость уноса массы у образца без высокотемпературных добавок соответствует $U_{L \max} = 0.41$ мм/с. Использование добавок на основе карбидов и оксидов Hf, Si, Ta, Zr позволяет снизить скорость уноса массы в рассматриваемых условиях. Минимальная линейная скорость уно-

са массы составила $U_{L \min} = 0.01$ мм/с у образца ВКМ с добавкой карбида тантала.

Полученные данные могут быть использованы при дальнейших исследованиях высокотемпературных композиционных материалов.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (уникальный идентификатор ПНИЭР RFMEFI60719X0323).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Власенко А.В., Скрыбин В.В., Евтифьев М.Д.* Применение перспективных композиционных материалов для проектов ракетно-космической техники // Тез. докл. XII Междун. науч.-практ. конф. "Актуальные проблемы авиации и космонавтики". Красноярск: Сиб. гос. аэрокосм. ун-т, 2016. Т. 1. С. 71.
2. *Потанов А.М.* Композиты: перспективы использования в ракетно-космической технике // Космическая наука и технология. 2015. Т. 21. № 5. С. 69.
3. *Левашов Е.А., Погужев Ю.С., Вортыло С., Курбаткина В.В.* Перспективные композиционные материалы и покрытия для высокотемпературных областей применения // Тез. докл. Междун. науч. конф. "Современные материалы и передовые производственные технологии (СМПТТ-2019)". СПб.: Политех-Пресс, 2019. С. 61.
4. *Забайкин В.А., Прохоров А.Н., Третьяков П.К.* Устойчивость к разрушению образцов материалов в сверхзвуковом высокотемпературном потоке // Теплофизика и аэромеханика. 2015. № 2. С. 257.
5. *Каблов Е.Н., Жестков Б.Е., Гращенков Д.В., Сорокин О.Ю., Лебедева Ю.Е., Ваганова М.Л.* Исследование окислительной стойкости высокотемпературного покрытия на SiC-материале под воздействием высокоэнтропийного потока // ТВТ. 2017. Т. 55. № 6. С. 704.
6. *Ваганова М.Л., Щеголева Н.Е., Гращенков Д.В.* Перспективы развития высокотемпературных керамических композиционных материалов // Все материалы. Энци. спр. М., 2013. № 5. С. 8.
7. *Низовцев В.Е.* Функционализируемые высокотемпературные композиционные материалы // Докл. конф. "Современные высокотемпературные композиционные материалы и покрытия". М.: ВИАМ, 2013.
8. *Копылов А.В.* Определение термостойкости высокотемпературных углеродсодержащих композиционных материалов с защитными покрытиями // Конструкции из композиционных материалов. 2013. № 4 (132). С. 49.
9. *Каблов Е.Н., Гращенков Д.В., Исаева Н.В., Солнцев С.С.* Перспективные высокотемпературные керамические композиционные материалы // Рос. хим. журн. 2010. Т. 54. № 1. С. 20.
10. *Сорокин О.Ю., Гращенков Д.В., Солнцев С.С., Евдокимов С.А.* Керамические композиционные материалы с высокой окислительной стойкостью для перспективных летательных аппаратов (обзор) // Тр. ВИАМ. 2014. № 6. С. 8.
11. *Дегтярь В.Г., Сон Э.Е.* Гиперзвуковые летательные аппараты. Т. 1. М.: Янус-К, 2016. 812 с.
12. *Martin A., Boyd I.D.* Strongly Coupled Computation of Material Response and Nonequilibrium Flow for Hypersonic Ablation // AIAA 2009-3597. 2009.
13. *Astapov A.N., Lifanov I.P., Rabinskii L.N.* Perspective Heat-resistant Coating for Protection of Cf/SiC Composites in Air Plasma Hypersonic Flow // High Temp. 2019. V. 55. № 5. P. 744.
14. *Горячев С.В., Исакаев Э.Х., Мясников М.И., Чиннов В.Ф.* Исследование полей температуры на поверхности вольфрамового катода сильнотоочной дуги с помощью высокоскоростной матрицы // ТВТ. 2008. Т. 46. № 6. С. 820.
15. Излучательные свойства твердых материалов / Под ред. Шейндлина А.Е. М.: Энергия, 1974. 473 с.
16. *Toro E.F.* Riemann Solvers and Numerical Methods for Fluid Dynamics. Springer, 2009.
17. *Spalart P.R., Allmaras S.R.* A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows // AIAA Paper 92-0439. 1992.
18. *Liou M.-S.* A Sequel to AUSM. Part II: AUSM+-up for All Speeds // J. Comput. Phys. 2006. V. 214. № 1. P. 137.
19. *Самсонов Г.В., Виницкий И.М.* Тугоплавкие соединения. Спр. 2-е изд. М.: Металлургия, 1976. 560 с.