

УДК 666.7

Ю.Е. Лебедева¹, Н.Е. Щеголева¹, А.С. Чайникова¹,
В.А. Воронов¹, А.А. Шавнев¹

ПОЛУЧЕНИЕ ПРОТОТИПА НЕОХЛАЖДАЕМОЙ СОПЛОВОЙ ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ ИЗ КЕРАМИЧЕСКОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

DOI: 10.18577/2307-6046-2020-0-3-58-65

Методом искрового плазменного спекания получен прототип неохлаждаемой сопловой лопатки турбины из керамического композиционного материала системы SiC-SiC_w-B₄C-AlN. Прототип сочетает низкие значения плотности (3,4 г/см³) и ТКЛР ($\alpha=(5,3-5,4)10^{-6} K^{-1}$) с высоким уровнем механических и термических характеристик: микротвердости (25–26 ГПа), прочности при изгибе (413 МПа), трещиностойкости (6,2–6,9 МПа $\sqrt{м}$) и жаростойкости при 1500 °С (изменение массы 0,72–0,77% в течение 600 ч). Метод искрового плазменного спекания позволил получить равномерную структуру прототипа неохлаждаемой сопловой лопатки турбины из керамического композиционного материала.

Ключевые слова: искровое плазменное спекание, керамический композиционный материал, карбид кремния, консолидация, трещиностойкость, сопловая лопатка.

Yu.E. Lebedeva¹, N.E. Shchegoleva¹, A.S. Chainikova¹,
V.A. Voronov¹, A.A. Shavnev¹

OBTAINING THE PROTOTYPE OF NOT COOLED NOZZLE TURBINE BLADE FROM CERAMIC COMPOSITE MATERIAL

Not cooled nozzle turbine blade prototype from ceramic composite material of SiC-SiC_w-B₄C-AlN system was obtained by the method of spark plasma sintering. The received prototype combines low values of density (3,4 g/cm³) and CTE ($\alpha=(5,3-5,4)10^{-6} K^{-1}$) with high level of mechanical and thermal characteristics: microhardness (25–26 GPa), flexural strength (413 MPa), crack resistance (6,2–6,9 MPa \sqrt{m}) and heat resistance at 1500 °C (weight change is 0,72–0,77% during 600 h). The spark plasma sintering method has allowed to obtain uniform structure of not cooled nozzle turbine blade prototype from ceramic composite material.

Keywords: spark plasma agglomeration, ceramic composite material, silicon carbide, consolidation, treshchinostoykost, nozzle blade.

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

Введение

В настоящее время охлаждение лопаток ротора турбины и соплового аппарата приводит к существенному расходу воздуха, что заметно снижает полноту сжигания топлива непосредственно в камере сгорания газотурбинного двигателя (ГТД) и, следовательно, ухудшает тягу и коэффициент полезного действия (КПД). Поэтому необходимо смещать акцент в применении конструкционных высокотемпературных материалов от металлических к неметаллическим. Серийные жаропрочные сплавы, применяемые для

изготовления сопловых лопаток турбин, не могут длительно использоваться при температурах >1200 °С. Высокая плотность металлических сплавов (>8 г/см³), снижение механических свойств при повышенных (600–900 °С) температурах более чем в 2 раза, ограниченность ресурсов и высокие цены на такие компоненты, как вольфрам, титан, рений и др., существенно снижают эффективность и экономическую рентабельность их применения.

В свою очередь керамические материалы и композиты на их основе не имеют альтернативы в условиях длительного (от сотен до нескольких тысяч часов) воздействия температуры в окислительной среде >1200 °С и обладают высокой эрозионной стойкостью [1–8].

Разработка сложнопрофильных изделий на основе керамических композиционных материалов (ККМ) – сложная и нетривиальная задача. В связи с этим актуальным является создание новых материалов и совершенствование технологических процессов при производстве конструкций ГТД из ККМ, таких как неохлаждаемые сопловые лопатки. Разработкой технологий создания элементов конструкции турбин низкого и высокого давления из ККМ, таких как роторные, статорные и сопловые лопатки, надротторные вставки, сектор турбины высокого давления (ТВД), на протяжении многих лет занимаются ведущие фирмы-производители материалов (Allied Signal, Kyocera, АО «ОНПП «Технология им. А.Г. Ромашина») и двигателестроительные организации (General Electric, Pratt & Whitney, Rolls-Royce, Solar Turbines, Honeywell, Snecma, MTU, Kawasaki, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»).

Для изготовления наиболее теплонагруженных изделий ГТД, подверженных значительным динамическим нагрузкам в условиях воздействия продуктов сгорания топлива, зарубежные компании (General Electric (США), Solar Turbines (США), Snecma Propulsion Solide (Франция) и др.) предлагают применять ККМ, армированные различными непрерывными волокнами (C, SiC, муллит и др.). Однако для наиболее нагруженных узлов ГТД в первую очередь рассматриваются карбидокремниевые SiC-волокна, поскольку обладают высокой стойкостью к окислению, высоким уровнем теплофизических и механических характеристик, таких как теплопроводность, трещиностойкость, модуль упругости, температурный коэффициент линейного расширения (ТКЛР), прочность. В настоящее время только две страны – Япония и США – промышленно выпускают SiC-волокна марок Nicalon (Япония), Tyranno (Япония), Sylramic (США) для производства ККМ, но их продажа запрещена на территории Российской Федерации.

Несмотря на популярность использования волоконного армирующего наполнителя и то, что его не производят на территории РФ, а также сложность в изготовлении заготовок ввиду отсутствия установок для трехмерного плетения, интерес представляет применение дисперсноупрочненных материалов на основе SiC, Si₃N₄, тугоплавких соединений Hf, Zr и Y [9, 10]. В связи с этим исследования и разработки в области создания дисперсноупрочненных ККМ с высоким уровнем физико-механических характеристик и повышенной окислительной стойкостью являются актуальными.

В настоящее время исследования по получению изделий сложной формы из дисперсноупрочненных керамических композиционных материалов проводят с применением аддитивных технологий. Возможности использования селективного лазерного сплавления (СЛС) при изготовлении сегментов соплового аппарата первой ступени ТВД рассмотрены Исследовательским центром Гленна (NASA) совместно с Принстонским университетом (США), Аэрокосмическим институтом Огайо (США), компаниями Honeywell (США) и RP+M (Rapid Prototyping+Manufacturing, США) из SiC-порошка и пропитывающего раствора на основе керамического прекурсора (поликарбосилана), фенольной смолы, наполненной порошками C, SiC, Si, а также чистого кремния.

Во ФГУП «ЦИАМ» разработана технология получения сопловых лопаток мало-размерного ГТД из материала, созданного ОАО «ЦНИИСМ», с карбидокремниевой матрицей, армированного порошком синтетического алмаза (материал типа «скелетон»), обладающего высокими теплопроводностью, прочностью, твердостью и низким ТКЛР.

Во Французском центре аэрокосмических исследований ONERA по проекту HYSOP (Hybrid Silicide-based Lightweight Components for Turbine and Energy Applications) разработана технология получения лопаток соплового аппарата методом искрового плазменного спекания (ИПС, или SPS) из материала на основе Si_3N_4 с добавкой дисилицида молибдена для повышения степени обрабатываемости и улучшения механических характеристик материала.

Метод искрового плазменного спекания – это технология, использующая одноосное прессование и импульс постоянного тока под низким давлением для обеспечения высокой скорости консолидации порошка. Данная технология служит для консолидации широкого спектра материалов – от полимерных материалов до тугоплавких соединений с температурой плавления >3000 °С. В основе метода лежит процесс, при котором импульсный электрический ток пропускают непосредственно через заготовку, благодаря чему достигают высокой скорости нагрева/охлаждения (до 600 °С/мин) и малой продолжительности рабочего цикла. Прямое пропускание электрического тока уменьшает рост зерна, активируя диффузные механизмы спекания и позволяя сохранять в полученных изделиях первоначальные свойства порошков, а также предотвращает фазовые превращения [11–18].

Цель данной работы – получение прототипа неохлаждаемой сопловой лопатки турбины перспективного вертолетного двигателя из ККМ системы $\text{SiC-SiC}_w\text{-B}_4\text{C-AlN}$ с применением метода искрового плазменного спекания.

Работа выполнена в рамках реализации комплексной научной проблемы 14.1. «Конструкционные керамические композиционные материалы» («Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года») [19].

Материалы и методы

Прототип неохлаждаемой сопловой лопатки турбины изготавливали из ККМ системы $\text{SiC-SiC}_w\text{-B}_4\text{C-AlN}$ [20]. В качестве исходных компонентов для данного прототипа использовали карбид кремния марки F1200, в качестве армирующих наполнителей – вискеры карбида кремния SiC_w (ООО «НПП «Викинг»), нитрид алюминия AlN с размером частиц 150–200 нм (компания «Плазмотерм») и карбид бора B_4C . Фракционный состав порошков оценивали с помощью лазерного анализатора размера частиц Analysette 22 (фирма Fritsch, Германия). По сравнению с «классическими» методами измерения – рассевом, седиментацией либо анализом по изображению – лазерная дифракция обладает рядом важных преимуществ, таких как сокращение времени анализа, хорошая воспроизводимость и точность, простая калибровка, большой диапазон измерений и высокая универсальность.

Подготовку шихты из ККМ проводили путем перемешивания компонентов в стеклянных стаканах в среде изопропилового спирта с использованием магнитной мешалки и ультразвукового диспергирования. Полученную суспензию сушили в сушильном шкафу при температуре 100 °С.

Подготовленную шихту помещали в графитовую пресс-форму и проводили спекание экспериментальных образцов ККМ на установке гибридного искрового плазменного спекания в токе аргона с заданной скоростью нагрева. Температура спекания прототипа составила 1800–1900 °С. Изменение температуры графитовой пресс-формы и прессуемого образца фиксировали с помощью двух пирометров марки IGA6.

Плотность прототипов неохлаждаемой сопловой лопатки из ККМ определяли методом гидростатического взвешивания на электронных весах GR-200 (фирма AND, Япония). Испытания данных прототипов на окислительную стойкость и термостойкость проводили при температуре 1500 °С в камерной высокотемпературной печи Nabertherm HT 16/18 (Германия) с нагревателями из дисилицида молибдена.

Исследование микроструктуры образцов ККМ, полученных методом электроискрового плазменного спекания, выполняли на растровом электронном микроскопе и на сканирующем электронном микроскопе Hitachi SU8010 (Япония), оснащенный рентгеновским детектором Oxford Instruments X-Max (Англия).

Определение прочности при четырехточечном изгибе ($\sigma_{изг}$) проводили на испытательной машине Zwick Z010 (Германия); определение ТКЛР – на dilatометре DIL 402 PC в интервале температур 20–1500 °С; определение микротвердости по Виккерсу (H_v) и критического коэффициента интенсивности напряжений (K_{Ic}) – на микротвердомере DuraScan 20 (Германия).

Критический коэффициент интенсивности напряжений рассчитывали по формуле

$$K_{Ic} = 0,048 \left(\frac{l}{a} \right)^{-0,5} \left(\frac{H_v}{E\Phi} \right)^{-0,4} \frac{H_v \cdot a^{0,5}}{\Phi},$$

где Φ – постоянная величина $\Phi \approx 3$; H_v – микротвердость (твердость по Виккерсу), ГПа; E – модуль упругости, ГПа; l – средняя длина радиальных трещин, возникающих около отпечатка индентора (пирамиды Виккерса) и измеренных от угла отпечатка, мкм; a – длина полудиагонали отпечатка пирамиды Виккерса (модуль упругости брали исходя из рассчитанного модуля упругости через объемное содержание исходных компонентов).

Результаты и обсуждение

Сопловой аппарат первой ступени турбины компрессора служит для формирования потока горячего газа, поступающего из камеры сгорания двигателя, и обеспечения его оптимальной работы на лопатках вращающегося рабочего колеса. От качества газодинамического проектирования лопаток соплового аппарата зависит эффективность работы всей ступени турбины. Для получения высокой газодинамической эффективности неохлаждаемые сопловые аппараты, работающие при умеренных температурах (соответствующих рабочим температурам современных лопаточных жаропрочных сплавов классов ЖС, ВЖМ, ВИН/ВКНА), выполняют с минимально возможной толщиной профиля.

Охлаждаемые сопловые аппараты, работающие при высоком уровне температур, вынужденно проектируют с утолщенным профилем – для обеспечения возможности размещения внутри лопаток каналов и полостей, в которых установлены элементы системы охлаждения (ребра, штырьки, дефлекторы). Для уменьшения потерь выходные кромки таких лопаток выполняют тонкими.

Конструктивно сопловые аппараты бывают секторной конструкции либо состоят из отдельных лопаток, которые собираются в обоймы. Сопловые аппараты также производят и цельнолитыми.

Изготовление элементов конструкции соплового аппарата по типу лопаток из ККМ, имеющего более высокий уровень рабочих температур по сравнению с традиционно используемыми металлическими жаропрочными сплавами, показывает возможность отказа от системы охлаждения лопаток соплового аппарата и/или повышения уровня температуры газа перед сопловым аппаратом турбины при условии гарантированного обеспечения требуемых рабочих температур металлических элементов соплового аппарата, что в свою очередь показывает возможность повышения удельных параметров двигателя, а также снижения общей массы узла за счет уменьшения массы лопаток.

Замена в металлической конструкции материала лопатки на ККМ требует решения ряда актуальных задач, которые рассматривают в ходе проведения комплекса опытно-конструкторских работ по обеспечению надежной работоспособности разнородной конструкции соплового аппарата. В число данных задач в том числе входят:

- разработка конструкции, состоящей из материалов, существенно отличающихся по физико-механическим свойствам (пластичность, ТКЛР и т. д.);
- обеспечение надежного соединения разнородных деталей в единую конструкцию при условии соблюдения требуемых герметичности, прочности и газодинамики конструкции;
- обеспечение финишной чистовой механической обработки элементов соплового аппарата из ККМ;
- минимизация экземплярного разброса лопаток из ККМ, обусловленного усадкой и прочими технологическими факторами при изготовлении деталей или их заготовок.

Совместно с АО «ОДК-Климов» разработана конструкция прототипа неохлаждаемой сопловой лопатки турбины из ККМ (рис. 1), обеспечивающая уровень температуры газа перед сопловым аппаратом перспективного вертолетного двигателя до 1500 °С.

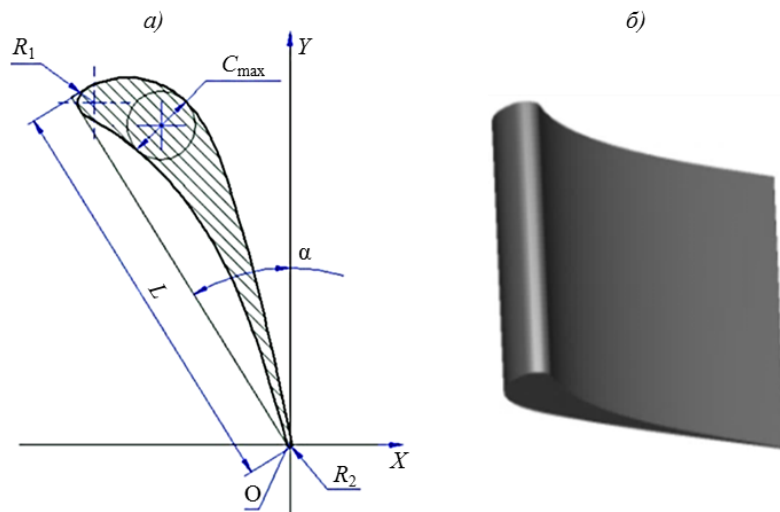


Рис. 1. Эскиз (а) и 3D-модель (б) прототипа неохлаждаемой сопловой лопатки турбины из керамического композиционного материала

В соответствии с разработанной конструкцией методом ИПС и с применением электроэрозионной резки изготовлен прототип неохлаждаемой сопловой лопатки турбины из ККМ системы SiC–SiC_w–B₄C–AlN. Температура спекания прототипа составила 1800–1900 °С.

Свойства полученного прототипа неохлаждаемой сопловой лопатки турбины из ККМ следующие:

Плотность, г/см ³	3,36–3,39
Микротвердость по Виккерсу, ГПа	25–26
Критический коэффициент концентрации напряжений (трещиностойкость), МПа √м	6,2–6,9
Прочность при четырехточечном изгибе при 20 °С (среднее значение), МПа	413
Рабочая температура, °С	1500
Жаростойкость (изменение массы) при 1500 °С за 600 ч, %	0,72–0,77
ТКЛР: $\alpha \cdot 10^6$, К ⁻¹	5,3–5,4

Внешний вид прототипа неохлаждаемой сопловой лопатки турбины из ККМ представлен на рис. 2. Исследование его микроструктуры (рис. 3) показало, что данный прототип характеризуется зеренной структурой, состоящей из матрицы темно-серого цвета на основе карбида кремния (SiC) и темных частиц: более крупные частицы, обогащены бором (B), а частицы пластинчатой морфологии – алюминием (Al). По результатам качественного микрорентгеноспектрального анализа характерных фаз выявлено равномерное распределение структурных составляющих по всему сечению прототипа. Таким образом, разработанная технология изготовления прототипа позволяет обеспечить равномерность структуры и состава по всему объему.

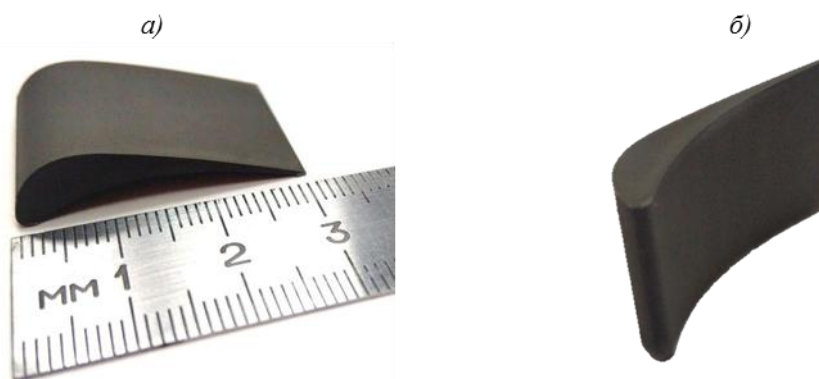


Рис. 2. Прототип неохлаждаемой сопловой лопатки из керамического композиционного материала

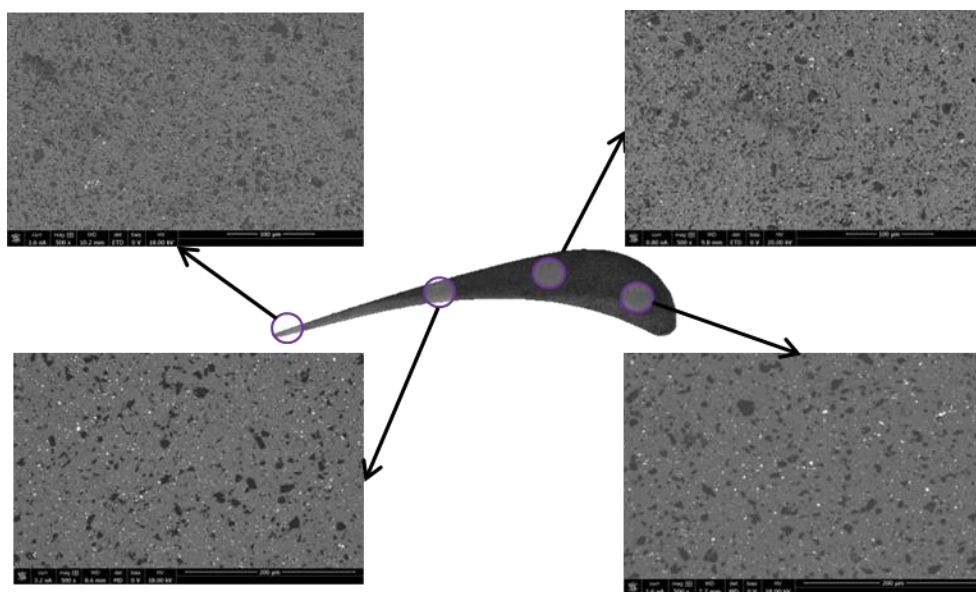


Рис. 3. Микроструктура прототипа неохлаждаемой сопловой лопатки из керамического композиционного материала

Проведены также испытания прототипов неохлаждаемой сопловой лопатки турбины из ККМ на жаростойкость при температуре 1500 °С в течение 600 ч. Изменение массы составило 0,72–0,77%.

На рис. 4 представлена микроструктура прототипа после испытаний на жаростойкость в виде непрерывной фазы карбида кремния со средним размером зерен ~4 мкм и равномерно распределенной в ней фазой карбида бора. Структура идентична структуре материала до проведения испытаний. Размер зерен и распределение фаз

сохранены. Установлено, что на поверхности образцов со стороны высокотемпературного воздействия наблюдается стекловидный слой толщиной ~20 мкм, под которым располагаются рыхлый слой измененного материала толщиной ~10 мкм и далее объем неизмененного материала без явных признаков окисления.

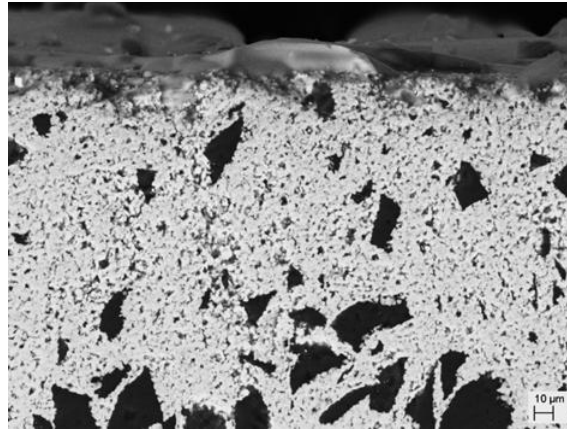


Рис. 4. Микроструктура прототипа неохлаждаемой сопловой лопатки из керамического композиционного материала после испытаний на жаростойкость

Заключения

Таким образом, разработанная технология получения прототипа неохлаждаемой сопловой лопатки из ККМ обеспечивает сочетание высокой прочности, относительно высоких трещиностойкости и жаростойкости при температуре 1500 °С с относительно низкой плотностью, что делает целесообразным применение данного прототипа в сопловом аппарате перспективного вертолетного двигателя.

Благодарности

Авторы выражают благодарность сотрудникам АО «ОДК-Климов» С.Н. Малыгину и Н.А. Шаровой за разработку конструкции прототипа неохлаждаемой сопловой лопатки турбины из ККМ, ценные консультации и обсуждение результатов работы.

Библиографический список

1. Гращенков Д.В. Стратегия развития неметаллических материалов, металлических композиционных материалов и теплозащиты // *Авиационные материалы и технологии*. 2017. №5. С. 264–271. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-264-271.
2. Беляченков И.О., Щеголева Н.Е., Чайникова А.С., Ваганова М.Л., Шавнев А.А. Нитридокремниевые керамические материалы для подшипников авиационных ГТД и способы их получения (обзор) // *Труды ВИАМ: электрон. науч.-техн. журн.* 2019. №7 (79). Ст. 05. <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 09.01.2020). DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-7-42-49.
3. Кузнецов Б.Ю., Сорокин О.Ю., Ваганова М.Л., Осин И.В. Синтез модельных высокотемпературных керамических матриц методом искрового плазменного спекания и изучение их свойств для получения композиционных материалов // *Авиационные материалы и технологии*. 2018. №4 (53). С. 37–44. DOI: 10.18577/2071-9140-2018-0-4-37-44.
4. Krenkel W., Berndt F. C/C–SiC composites for space applications and advanced friction systems // *Materials Science and Engineering A*. 2005. Vol. 412. No. 1–2. P. 177–181.
5. Jacobson N.S. Corrosion of silicon-based ceramics in combustion environments // *Journal of the European Ceramic Society*. 1993. Vol. 76. P. 3–28.
6. Van Roode M., Price J., Miriyala N., Leroux D. Ceramic matrix composite combustor liners: A summary of field evaluations // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2007. Vol. 129. No. 1. P. 21–30.

7. Choi S.R., Bansal N.P. Shear Strength as a Function of Test Rate for SiC_f/BSAS Ceramic Matrix Composite at Elevated Temperature // *Journal of the American Ceramic Society*. 2004. Vol. 87. No. 10. P. 1912–1918.
8. Kablov E.N., Karachevtsev F.N., Stolyarova V.L., Vorozhtcov V.A., Lopatin S.I. Vaporization and thermodynamics of ceramics in the Y₂O₃-ZrO₂-HfO₂ system // *Rapid Communications in Mass Spectrometry*. 2019. Vol. 33. No. 19. P. 1537–1546.
9. Sakharov K.A., Simonenko E.P., Simonenko N.P., Vaganova M.L., Lebedeva Yu.E., Chaynikova A.S., Osin I.V., Sorokin O.Yu., Grashchenkov D.V., Sevastyanov V.G., Kuznetsov N.T., Kablov E.N. Glycol-citrate synthesis of fine-grained oxides La_{2-x}Gd_xZr₂O₇ and preparation of corresponding ceramics using FAST/SPS process // *Ceramics International*. 2018. Vol. 44. No. 7. P. 7647–7655.
10. Симоненко Е.П., Симоненко Н.П., Папынов Е.К., Гридасова Е.А., Севастьянов В.Г., Кузнецов Н.Т. Получение ультравысокотемпературных керамических материалов HfB₂-SiC (10–65 об. % SiC) с применением золь-гель технологии и горячего прессования композиционного порошка HfB₂-(SiO₂-SiC) // *Журнал неорганической химии*. 2018. Т. 63. №1. С. 3–18.
11. Торресильяс Сан Миллан Р., Пинарготе Солис Н.В., Окунькова А.А., Перетягин П.Ю. Основы процесса искрового плазменного спекания нанопорошков. М.: Техносфера, 2014. 96 с.
12. Хасанов А.О. Разработка составов и технологии спарк-плазменного спекания керамических материалов, композитов на основе микро- и нанопорошков В₄С: дис. ... канд. техн. наук. Томск, 2015. 201 с.
13. Chuvildeev V.N., Boldin M.S., Nokhrin A.V., Blagoveshchensky Y.V., Sakharov N.V., Shotin S.V., Kotkov D.N., Panov D.V. Structure and properties of advanced materials obtained by Spark Plasma Sintering // *Acta Astronautica*. 2015. Vol. 109. P. 172–176.
14. Chuvildeev V.N., Boldin M.S., Dyatlova Ya.G., Rummyantsev V.I., Ordanyan S.S. Comparative study of hot pressing and high-speed electropulse plasma sintering of Al₂O₃/ZrO₂/Ti(C, N) powders // *Russian Journal of Inorganic Chemistry*. 2015. Vol. 60. No. 8. P. 987–993.
15. Авраменко В.А., Папынов Е.К., Шичалин О.О., Майоров В.Ю., Портнягин А.С., Сокольницкая Т.А., Корявец Е.Г. Искровое плазменное спекание как инновационный подход в создании наноструктурированных керамик нового поколения // VI Международная конференция «Наноматериалы и технологии». Улан-Удэ, 2016. С. 82–90.
16. Баринов В.Ю., Рогачев А.С., Вадченко С.Г., Московских Д.О., Колобов Ю.Р. Искровое плазменное спекание изделий сложной формы с использованием квазиизостатического прессования // *Международный журнал прикладных и фундаментальных исследований*. 2016. №1–3. С. 312–315.
17. Ваганова М.Л., Сорокин О.Ю., Осин И.В. Соединение керамических материалов методом искрового плазменного спекания // *Авиационные материалы и технологии*. 2017. №S. С. 306–317. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-306-317.
18. Батиенков Р.В., Ефимочкин И.Ю., Худнев А.А. Исследование удельного электрического сопротивления порошковых Mo-W сплавов, полученных методом искрового плазменного спекания // *Труды ВИАМ: электрон. науч.-техн. журн.* 2019. №7 (79). Ст. 06. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 09.01.2020). DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-7-50-58.
19. 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.
20. Керамический композиционный материал: пат. 2689947 Рос. Федерация; заявл. 25.04.18; опубл. 29.05.19.