

УДК 678.84

С.А. Евдокимов¹, Н.Е. Щеголева¹, О.Ю. Сорокин¹

КЕРАМИЧЕСКИЕ МАТЕРИАЛЫ В АВИАЦИОННОМ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ (обзор)

DOI: 10.18577/2307-6046-2018-0-12-54-61

Существенный спрос на более эффективные и мощные двигатели для самолетов и космических аппаратов неизменно приводит к ужесточению условий эксплуатации – более высокие температуры, повышенные напряжения, агрессивные среды и многое другое, что в свою очередь ставит задачи, для решения которых требуется комплексный подход. Повышение показателей авиационных двигателей достигается благодаря переходу к новым схемам проектирования, внедрению новых конструкционных материалов и технологий.

Использование керамических ТЗП повысило максимальную температуру в самой горячей части газотурбинного двигателя (вход газа) до беспрецедентного уровня (>1500°C), что привело к повышенной эффективности и производительности. Применение керамических матричных композитов позволит снизить массу изготавливаемых деталей, обеспечить высокую удельную прочность, а также повысить устойчивость к высокотемпературному окислению.

Ключевые слова: керамика, газотурбинный двигатель, камера сгорания, прочность, керамоматричные композиционные материалы, теплозащитные покрытия.

S.A. Evdokimov¹, N.E. Shchegoleva¹, O.Yu. Sorokin¹

CERAMIC MATERIALS IN AVIATION ENGINEERING (review)

Increasing demand for powerful gas turbine and propulsion engines leads to harsher operational conditions (i.e., higher temperature, speed, more tension, aggressive environments, etc.) which in turn require complex processing decisions. Increased efficiency of aircraft engines has been achieved by new design scheme, development of advanced materials and technologies.

The use of ceramic thermal barrier coatings enabled to increase the temperature in hot areas of gas turbines to the maximum value of higher than 1500°C thus resulting in superior engine performance and efficiency. The use of ceramic matrix composites will allow to reduce the weight of manufactured parts, to provide high specific strength, as well as to increase the resistance to high-temperature oxidation.

Keywords: ceramics, gas turbine engine, combustion chamber, strength, ceramic-matrix composites, heat-shielding coatings.

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

Существенный спрос на более эффективные и мощные двигатели для самолетов и космических аппаратов неизменно приводит к ужесточению условий эксплуатации – более высокие температуры, повышенные напряжения, агрессивные среды и многое другое, что в свою очередь ставит задачи, для решения которых требуется комплексный подход. Повышение показателей авиационных двигателей достигается благодаря переходу к новым схемам проектирования, внедрению новых конструкционных

материалов и технологий. На протяжении всего периода развития летательных аппаратов с газотурбинными двигателями (ГТД) «мотором» прогресса была и остается военная авиация, в которой наиболее быстро развивались двигатели для фронтовой авиации. Именно в них в первую очередь внедрялись новые конструкторские решения, технологии и материалы. Высокотемпературные металлы и керамика в сочетании с системами охлаждения сыграли решающую роль в развитии аэрокосмических двигателей, а также в системах тепловой защиты транспортных средств [1–5]. Однако повышение условий эксплуатации во многих случаях ограничивает выбор материалов высокотемпературной керамикой. Общеизвестно, что суперсплавы в настоящее время работают в своих температурных пределах и что для дальнейшего улучшения характеристик двигателя потребуются новые материалы и технология охлаждения. Керамические материалы уже давно считаются следующим шагом в технологии создания газотурбинных двигателей. Керамика в виде теплозащитных покрытий (ТЗП) на основе диоксида циркония в настоящее время используется во многих ГТД; однако использование керамики в качестве конструкционного материала на коммерческой основе не целесообразно ввиду ограниченных вариантов применения, сложности технологического процесса изготовления и низких объемов производства, а следовательно, и высокой себестоимости готовой продукции. Основным препятствием для использования керамических материалов были риски, связанные с катастрофическим разрушением, что характерно для монолитной керамики [6–9]. Поэтому ключевым требованием, предъявляемым к керамическим материалам, является объемная прочность, которая значительно превышает напряжения, возникающие в узлах и деталях как при ожидаемых условиях, так и при условиях, возникающих на всем протяжении эксплуатации. Керамические материалы, как правило, предназначены для изготовления тонкостенных деталей горячего тракта двигателя с применением классических подходов охлаждения. В связи с этим комплексные напряжения возникают из-за комбинации механических, аэродинамических и термомеханических нагрузок, распределяемых как в плоскости, так и в объеме деталей, с изменением по времени и концентрации на рабочих поверхностях и местах крепления. Из этого следует, что первое структурное требование к керамическому материалу состоит в том, что в исходном состоянии материал должен обладать достаточным запасом прочности, чтобы превышать максимальные объемные напряжения, которые будут испытывать детали и изделия в процессе эксплуатации. Второе структурное требование заключается в сохранении объемной прочности керамического материала при максимальных температурах и режимах эксплуатации, превышающих предельно допустимые характеристики. Третьим, и не менее важным, структурным требованием для керамического материала является способность противостоять менее предсказуемым негативным эффектам, которые могут возникнуть под воздействием внешних факторов во время эксплуатации. Одним из возможных внешних факторов является создание поверхностных дефектов при воздействии посторонних предметов, что может произойти не только во время обслуживания, но и при обработке и сборке изделия. В целях нивелирования таких рисков за последние 25 лет проведены комплексные исследования по разработке керамических матричных композитов (КМК), армированных непрерывным волокном. КМК – относительно новый класс материалов, который сочетает в себе огнеупорность, стойкость к ударным нагрузкам и высокую экологичность, что немаловажно при применении в гражданской авиации. Ожидается, что повышенная ударная вязкость и устойчивость к повреждениям КМК приведут к повышению надежности этих материалов по сравнению с обычно хрупкой монолитной керамикой, что сделает их пригодными для применения в ГТД [10, 11]. Существуют различные компоненты горячего тракта турбины, для которых материалы КМК являются привлекательными для использования. Широкое использование керамики в аэрокосмических двигателях может привести к снижению весовых характеристик, повышению топливной эффективности, увеличению срока службы, более чистым выхлопным газам, большей гибкости конструкции и снижению экономических затрат.

Теплозащитные покрытия

Применение керамических ТЗП в конструкции ГТД повысило максимальную температуру в самой горячей части (на входе газа) до беспрецедентного уровня ($>1500^{\circ}\text{C}$), что привело к повышению его производительности и эффективности [2, 12–14]. ТЗП – это тонкие оксидно-керамические покрытия (толщиной от 100 до 1 мм), нанесенные на металлические (как правило, суперсплавы на основе Ni) компоненты в горячей секции двигателя. Металлические компоненты подвергаются внутреннему воздушному охлаждению, а ТЗП, обращенные к высокоскоростному потоку горячего газа, имеют низкую теплопроводность, что позволяет двигателю работать при температурах выше температуры плавления суперсплава. Как правило, ТЗП, которые состоят из ZrO_2 , частично стабилизированного Y_2O_3 (~7% (по массе)) – 7YSZ, обладают достаточной пористостью и микроструктурными дефектами, чтобы уменьшить теплопроводность и обеспечить устойчивость к деформации при возникновении теплового напряжения.

Самое главное, состав покрытия 7YSZ попадает в узкий диапазон значений, в котором ферроэластичный механизм упрочнения активен, что делает такое ТЗП устойчивым к механическим воздействиям. Тем не менее разработчики ТЗП на основе 7YSZ сталкиваются с серьезными трудностями, поскольку требования к рабочей температуре продолжают расти. Во-первых, ТЗП на основе 7YSZ начинают терять свою фазовую стабильность и устойчивость к деформации при формировании выше $\sim 1300^{\circ}\text{C}$. Во-вторых, хотя ТЗП на основе 7YSZ имеют низкую теплопроводность ($\sim 1 \text{ Вт/м}\cdot\text{К}$), существует потребность в ТЗП с более низкой теплопроводностью и фотонным рассеянием при высоких температурах. В-третьих, на поверхности ТЗП при температуре выше $\sim 1200^{\circ}\text{C}$ осаждаются расплавленные силикаты (кальций-магний-алюмосиликат – CMAS), попавшие в двигатель из атмосферы (компоненты взлетно-посадочной полосы, пыль, песок, вулканический пепел), что приводит, в свою очередь, к преждевременному износу покрытия. Таким образом, существует потребность в покрытиях, которые объединяют все положительные стороны 7YSZ и в то же время лишены вышеприведенных проблем [15]. Некоторые покрытия (например, $\text{Gd}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$, $2\text{ZrO}_2\text{-Y}_2\text{O}_3$) имеют более высокие рабочие температуры и более низкую теплопроводность, а также устойчивы к воздействию CMAS. Однако в этих ТЗП отсутствует ферроэластичное упрочнение, которое уникально для 7YSZ. Для решения этой проблемы применяется многослойное покрытие, в котором каждый сформированный слой выполняет определенную функцию. Применяются также мультифазные однослойные ТЗП, в которых каждая фаза выполняет определенную функцию.



Рис. 1. Вставка из керамического матричного композита и теплозащитного покрытия 7YSZ [16]

Таким образом, ТЗП являются эффективным решением для повышения рабочих температур теплонагруженных элементов газотурбинных двигателей летательных аппаратов и газотурбинных установок электрогенераторов. Пример использования ТЗП и КМК показан на рис. 1.

Керамические матричные композиты

В то время, когда проводилась интенсивная работа по увеличению рабочих температур ТЗП, характеристики суперсплавов на основе Ni оставались на прежнем уровне, вследствие чего разность температурных потенциалов между ТЗП и суперсплавами увеличивалась. Для повышения рабочих температур традиционных материалов потребуется применение сверхэффективного охлаждения, но без соразмерного повышения удельной мощности двигателя, что в итоге приведет к снижению удельных характеристик при относительно низкой эффективности принятых решений [4, 5]. Единственный способ решить эту проблему – использовать материалы с более высокими рабочими температурами. Исследования по поиску замены суперсплавов на основе Ni продолжались десятилетиями – главным образом по двум направлениям: разработка сплавов на основе Mo и Nb и керамических матричных композитов (КМК). Исследования КМК активно велись в конце 80-х и 90-х годах прошлого века, однако их интенсивность замедлилась из-за проблем, связанных с обработкой, низкой производительностью и очень высокой стоимостью. Керамические матричные композиты по своей природе являются легкими материалами (их масса составляет около трети массы суперсплавов) и имеют высокую удельную прочность [1]; они также более устойчивы к высокотемпературному окислению и ползучести по сравнению с суперсплавами [6, 7]. Типичные КМК содержат матрицу на основе SiC, армированную SiC-волокнами, с умеренным содержанием «волокно/матрица» (например, BN, C), что обеспечивает высокую трещиностойкость. Углеродные волокна также используются для усиления SiC-матриц, что приводит к получению высокопрочных КМК состава C/SiC, однако срок их службы значительно ниже. С другой стороны, оксидные КМК устойчивы к окислению, но имеют более низкую прочность и сопротивление образованию трещин. Основные типы волокон, используемых для производства КМК, представлены в табл. 1 [17–20].

Таблица 1

Характеристики волокон на основе SiC для производства высокотемпературных керамоматричных композиционных материалов типа SiC/SiC

Тип волокна (марка)	Фирма-производитель	Рабочая температура, °С	Основные не SiC элементы, % (по массе)	Размер зерна, нм	Основа покрытия	Предел прочности при разрыве, ГПа	Теплопроводность, Вт/(м·К)
Hi-Nicalon	Nippon Carbon	1450	0,5 O _x	5	C	3,0	8
Hi-Nicalon Type-S (NOX grade)	Nippon Carbon	1650	0,7 O _x	20	C	2,8	18
Hi-Nicalon Type-S (OX grade)	Nippon Carbon	1650	0,7 O _x	20	SiC	2,6	18
Sylramic	ATK-COI Ceramics	1850	<0,1 O _x ; 1,2 B; 2,4 Ti	100	B	3,2	46
Sylramic-iBN	ATK-COI Ceramics	1800	<0,1 O _x ; следы B; 2,4 Ti	200	BN	3,1	>50
Super Sylramic-iBN	NASA	1800	<0,1 O _x ; следы B; 2,4 Ti	200	BN	3,0	>50
Tyranno SA3	UBE Industries	1900	0,2 O _x ; 0,6 Al	400	SiC	2,8	65

Детали на основе КМК производят с помощью аддитивных технологий:

– на первом этапе из волокон создаются заготовки в форме детали, как правило, с использованием двумерной укладки плоских слоев волоконных лент или тканых волоконных жгутов;

– на втором этапе полученные заготовки заполняются матрицей с использованием различных методов на основе инфильтрации.

Как правило, 2D-заготовки из КМК не являются полыми и затрудняют всестороннюю инфильтрацию матрицы в толстые поперечные сечения, что приводит к более пористым внутренним областям. Кроме того, 2D-заготовки КМК обладают меньшей прочностью (на порядок величины) вдоль поперечного направления, что может быть частично устранено путем введения «прошивки» волоконных жгутов в вертикальном направлении.

В табл. 2 представлены некоторые максимальные нагрузки деталей горячего тракта, возникающие при эксплуатации двигателя. Комплексные напряжения указаны как нагрузки при растяжении по плоскости (σ_x), так и по объему (σ_z) [21]. Представленные напряжения возникают вследствие комплексного воздействия аэродинамических сил, термических напряжений и механических нагрузок, которые обычно увеличиваются с уменьшением радиуса кривизны рабочих поверхностей, увеличением температурного градиента, дифференциацией давления газа и воздействием центробежных сил.

Таблица 2

Некоторые максимальные нагрузки для деталей горячего тракта из керамоматричного композиционного материала типа SiC/SiC перспективных газотурбинных двигателей с температурой на входе в турбину более 1500°C

Деталь горячего тракта	Максимальные нагрузки, МПа	Место максимальной нагрузки	Система охлаждения
Камера сгорания, жаровая труба	~100 (σ_x)	Элементы крепления	Теплозащита рабочей поверхности
Сектор турбины	~100 (σ_x)	Стенка на входе газа	Задняя кромка
Сопловая лопатка	~100 (σ_x), ~30 (σ_z)	Места сопряжения	То же
Турбинная лопатка	~300 (σ_x), ~30 (σ_z)	Теплонагруженный профиль у основания	-«-

Например, для облицовки камеры сгорания возникающие аэродинамические и термические напряжения обычно ниже из-за цилиндрической формы детали. Поэтапное изменение диаметра, снижение термоудара или применение теплозащитных покрытий позволят снизить температуру и температурные градиенты на рабочей поверхности. Однако при креплении вкладыша к металлической конструкции возникают высокие механические нагрузки, которые могут быть снижены путем оптимальной формы крепления и приведены к значениям растягивающего напряжения по плоскости в точках крепления не более 100 МПа. В отличие от металлических материалов крепление и соединение деталей, выполненных из КМК, с другими деталями двигателя является проблемой. На рис. 2 показан вариант крепления керамического сегмента на основе горячепрессованного SiC с защитным покрытием с помощью составной металлической оправки.

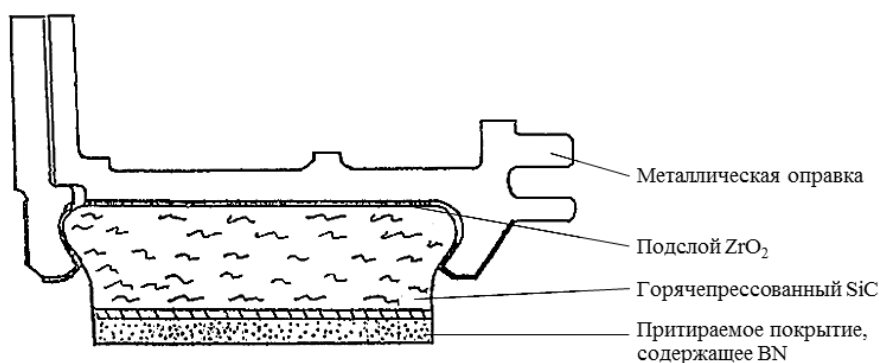


Рис. 2. Вариант крепления керамического сегмента

В этом контексте необходим комплексный подход к разработке данного типа материалов с построением математических моделей, применением инновационных решений текстильной отрасли и последних достижений керамического производства.

Самозалечивающаяся керамика

Керамические материалы рассматривались как возможный способ повысить топливную эффективность двигателей, поскольку такой вариант мог обеспечить более высокую термостойкость и значительно снизить массу в сравнении с вариантами из никеля и титана, но в то же время КМК являются слишком хрупкими для использования в авиационных двигателях. Японские исследователи разработали керамический материал с эффектом самозалечивания трещин всего за одну минуту. Для того чтобы решить эту проблему, исследователи добавили карбид кремния к керамическому материалу из оксида алюминия. Когда керамику выдерживали при высоких температурах, карбид кремния подвергался воздействию воздуха и превращался в диоксид кремния, который заполнял трещину и восстанавливал поврежденную поверхность (рис. 3). Процесс самовосстановления первоначально происходил ~1000 ч, но исследователи NIMS сократили время до 1 мин при температуре $1000^{\circ}C$, добавив небольшое количество оксида марганца, который способствовал этому явлению.

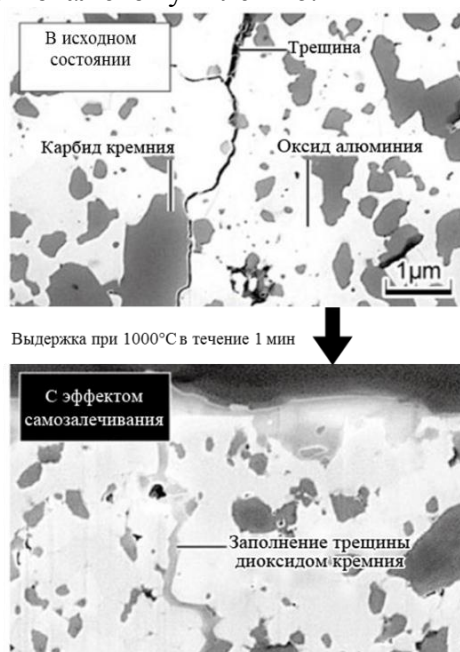


Рис. 3. Механизм самозалечивания керамического композиционного материала [22]

Совместная японская исследовательская группа из Национального института материаловедения (NIMS) и Национального университета Йокогамы установила [22], что материал может использоваться в авиационных двигателях для поддержания их в рабочем состоянии, даже если они повреждены при столкновении с объектами в воздухе, что способно радикально изменить методы производства авиационных и космических двигателей.

Применение керамических материалов с эффектом самозалечивания позволит устранять незначительные дефекты, возникшие в процессе эксплуатации двигателя, не прибегая к посадке, остановке двигателя и без использования ремонтных комплектов.

Заключения

Материалы остаются уязвимым местом при реализации многих аэрокосмических решений, что, в свою очередь, является хорошей возможностью для разработки нового класса материалов, а также для применения новых подходов в области их проектирования и производства. Инновационная структурная керамика, несомненно, сыграет решающую роль при решении задач, связанных с повышением рабочих характеристик силовых установок как нового поколения, так и существующего. В большинстве случаев замена металлических компонентов в существующих силовых установках вряд ли позволит реализовать весь потенциал передовых образцов керамики. Следовательно, необходимо изменение конструкций и систем, в которых будут применяться керамические материалы. Несмотря на то, что КМК являются относительно новым классом материалов, используемых в газотурбинной промышленности, применение таких материалов будет происходить в нарастающем темпе, так как они превосходят монолитную керамику по устойчивости к повреждениям, а металлические суперсплавы – по рабочей температуре и плотности. Применение КМК, скорее всего, будет целесообразно в средне- и крупноразмерных двигателях в качестве материалов для изготовления тонкостенных и относительно простых по форме деталей – облицовка камеры сгорания, переходные элементы, уплотнительные кольца, кожухи и др.

ЛИТЕРАТУРА

1. Деев И.С., Каблов Е.Н., Кобец Л.П., Чурсова Л.В. Исследование методом сканирующей электронной микроскопии деформации микрофазовой структуры полимерных матриц при механическом нагружении // Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн. 2014. №7. Ст. 06. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 02.04.2018). DOI: 2307-6046-2014-0-7-6-6.
2. Розененкова В.А., Каблов Е.Н., Солнцев Ст.С., Миронова Н.А. Полифункциональные защитные технологические покрытия (ЗТП) для изотермической штамповки на воздухе в режиме сверхпластичности дисков из супержаропрочных никелевых сплавов // Сб. докл. конф. «Современные высокотемпературные композиционные материалы и покрытия». М.: ВИАМ, 2013. С. 10.
3. Каблов Е.Н., Оспенникова 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: 23.03.2018).
4. Каблов Е.Н., Оспенникова О.Г., Светлов И.Л. Высокоэффективное охлаждение лопаток горячего тракта ГТД // Авиационные материалы и технологии. 2017. №2 (47). С. 3–14. DOI: 2071-9140-2017-0-2-3-14.
5. Каблов Е.Н., Бондаренко Ю.А., Ечин А.Б. Развитие технологии направленной кристаллизации литейных высокожаропрочных сплавов с переменным управляемым температурным градиентом // Авиационные материалы и технологии. 2017. №S. С. 24–38. DOI: 2071-9140-2017-0-S-24-38.

6. Каримбаев Т.Д., Луппов А.А., Афанасьев Д.В., Пальчиков Д.С. О формировании технических требований на полимерный материал перспективной рабочей лопатки вентилятора ТРДД // Двигатель. 2015. №1 (97). С. 2–8.
7. Каримбаев Т.Д., Луппов А.А., Афанасьев Д.В. Рабочие лопатки вентиляторов из углепластика для перспективных двигателей // Двигатель. 2011. №6 (78). С. 2–9.
8. Eaton H.E., Linsey G.D., Sun E.Y. et al. EBC Protection of SiC/SiC Composites in the Gas Turbine Combustion Environment-Continuing Evaluation and Refurbishment Considerations // ASME Proceedings. Ceramic. 2001. Paper No. 2001-GT-0513.
9. Paul A., Jayaseelan D.D., Venugopal S. UHTC composites for hypersonic applications // American Ceramic Society Bulletin. 2012. Vol. 91. No. 1. P. 22–29.
10. 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.
11. Justin J.F., Jankowlak A. Ultra High Temperature Ceramics: Densification, Properties and Thermal Stability // Aerospace Lab. 2011. Is. 03–08. P. 1.
12. Жестков Б.Е., Терентьева В.С. Исследование многофункционального покрытия МАИ Д5, предназначенного для защиты осеожаропрочных материалов // Металлы. 2010. №1. С. 39–48.
13. Солнцев С.С., Шалин Р.Е., Исаева Н.В. Реакционноспекаемые керамические покрытия // Сб. тр. 8-й Всемир. конф. по керамике и новым материалам. 1995. Т. 9. С. 237–242.
14. Cabet C. Review: Oxidation of SiC/SiC Composites in Low Oxidizing and High Temperature Environment // Materials Issues for Generation IV Systems. 2008. P. 351–366.
15. Солнцев С.С., Исаева Н.В., Швагирева В.В., Максимов В.И. Высокотемпературные покрытия для защиты сплавов и углеродкерамических композиционных материалов от окисления // Конверсия в машиностроении. 2004. №4. С. 77–80.
16. Ceramic matrix composites take flight in LEAP jet engine. URL: <https://phys.org/news/2017-01-ceramic-matrix-composites-flight-jet.html#jCphttps://phys.org/news/2017-01-ceramic-matrix-composites-flight-jet.html> (дата обращения: 22.03.2018).
17. Takeda M., Sakamoto J., Saeki A., Imai Y., Ichikawa H. High Performance Silicon Carbide Fiber Hi-Nicalon for Ceramic Matrix Composites // Ceramic Engineering and Science Proceedings. 2005. Vol. 16 (4). P. 37–44.
18. Ichikawa H. High Performance SiC Fibers from Polycarbosilane for High Temperature Applications, Key Engineering Materials. 2007. Vol. 352. P. 59–64. DOI: URL: 10.4028/www.scientific.net/KEM.352.59.
19. Yun H.M., Wheeler D., Chen Y., DiCarlo J.A. Thermo-Mechanical Properties of Super, Sylramic SiC Fibers // Ceramic Engineering and Science Proceedings. 2005. Vol. 26 (2). P. 59–65. <https://doi.org/10.1002/9780470291221.ch8> (дата обращения: 22.03.2018).
20. Ishikawa T. Advances in Inorganic Fibers // Advances in Polymer Science. 2005. Vol. 178. P. 109–144. DOI: 10.1007/b104208.
21. Van Roode M., Price J., Kimmel J. et al. Ceramic Matrix Composite Combustor Liners: A Summary of Field Evaluations // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2005. Vol. 129 (1). P. 21–30. DOI:10.1115/1.2181182.
22. Self-Repairing Ceramic Eyed For Aircraft Engines, Shinkansen. URL: <https://www.japanbullet.com/features/self-repairing-ceramic-eyed-for-aircraft-engines-shinkansen> (дата обращения: 23.03.2018).