

УДК 621.452-2:669.018.95

СОЗДАНИЕ ДЕТАЛЕЙ И УЗЛОВ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ОСНОВЕ ИННОВАЦИОННЫХ РЕШЕНИЙ

Т. Д. КАРИМБАЕВ

tdkarimbaev@ciam.ru

ФГУП «Центральный институт авиационного моторостроения имени П. И. Баранова» (ЦИАМ)

Поступила в редакцию 11.03.2019

Аннотация. Приведены разработанные в ЦИАМ РЛ из композиционных материалов на основе: полимерной матрицы широкохордные рабочие лопатки вентиляторов ТРДД; металлической матрицы полые широкохордные рабочие лопатки вентиляторов и бездисковые рабочие колеса с несущими кольцами; керамической матрицы неохлаждаемые высокотемпературные жаровые трубы, сопловые аппараты и рабочие колеса турбин малоразмерных газотурбинных двигателей. Описаны используемые при разработке указанных выше деталей и узлов авиационных двигателей математические модели деформирования однонаправлено-армированных КМ с металлической и керамической матрицей, модели предсказания долговечности на основе вероятностного изучения остаточной прочности, а также структурной теории деформирования двухкомпонентных сред.

Ключевые слова: рабочие лопатки; вентилятор; сопловой аппарат; жаровая труба; композиционный материал; матрица; керамика; двухкомпонентная среда.

ВВЕДЕНИЕ

Растущие потребности авиационных перевозок приводят к увеличению объемов производства авиационных двигателей, техническое совершенство которых постоянно возрастает. При совершенствовании экономичности, надежности, экологичности авиационных двигателей приходится решать все усложняющиеся технические задачи. Общепризнанной тенденцией улучшения характеристик двигателей является повышение степени их двухконтурности, приводящее к заметному увеличению размеров вентиляторов и необходимости использовать легкие конструкционные материалы для сохранения или снижения их удельного веса. Главным направлением развития двигателей является повышение температуры газа в турбинах, что также требует разработки и освоения новых материалов. Одним из решающих путей совершенствования двигателей является ис-

пользование композиционных материалов (КМ). В настоящее время номенклатура КМ обширна и она может рассматриваться практически для всех узлов авиационных двигателей, отличающихся тем, что в относительно малом объеме требуются материалы, работоспособные и при низких, и при высоких температурах в условиях повышенных механических нагрузок. Современные полимерные композиционные материалы (ПКМ) нашли широкое применение в деталях вентиляторов, и область их применения только расширяется. Композиционные материалы на металлической матрице прошли всесторонние исследования. Стоимости волокон и производства деталей сдерживают широкое применение металлических композиционных материалов (ММК) в двигателях. Керамические композиционные материалы (ККМ) начинают использоваться в двигателях гражданской авиации.

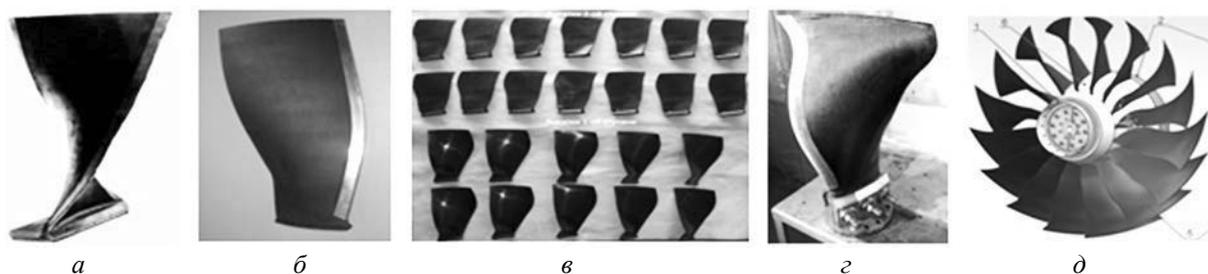


Рис. 1. Разработанные и исследованные в ЦИАМ РЛ из ПКМ:

а – РЛ Д-36 (1969–1971 гг.); б – РЛ вентилятора ПС-12 (2005–2012 гг.); в – РЛ биротативного вентилятора (2008–2017 гг.); г – прототип РЛ ПД-14 (с 2012 г.); д – рабочее колесо модельного вентилятора с РЛ из ПКМ (2015–2017 гг.)

Особенности формирования материала конструкции из КМ, характера деформирования изделий с неоднородной структурой внутреннего строения, многообразия форм разрушения существенно отличают методы создания изделий из КМ и из традиционных металлических материалов. Типичные формы конструкций авиационных двигателей, условия их эксплуатации требуют разработки и использования математических моделей, способных охватить эти особенности и своеобразие. В работе кратко описаны математические модели деформирования однонаправленно-армированных КМ с металлической и керамической матрицей, модели предсказания долговечности на основе вероятностного изучения остаточной прочности, а также структурной теории деформирования двухкомпонентных сред. Приведенные аналитические подходы использовались при разработке конструкций авиационных двигателей из полимерных, металлических и керамических КМ.

ПОЛИМЕРНЫЕ КОМПОЗИЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ

В России работы над широкохордными рабочими лопатками (РЛ) из углепластика возобновились с 2005 г. в связи с появлением задач создания двигателя ПД-14. За это время в ЦИАМ:

- трудами А. А. Луппова сформирована технология проектирования РЛ с использованием коммерчески доступных расчетных программ типа ANSYS, LS DYNA (см., например, [1]);

- работами Д. В. Афанасьева и его коллег разработаны различные технологии (автоклавная, RTM-технология, гибридные

технологии и их модификации) изготовления опытных РЛ [2];

- исследованиями Д. С. Пальчикова заложены основы квалификационных испытаний ПКМ для РЛ вентиляторов [3].

На рис. 1 приведены РЛ различного поколения, разработанные и исследованные в ЦИАМ, отличающиеся и использованными материалами, и технологией изготовления. РФ в 2005 г. не располагала ни компонентной базой для создания ПКМ, ни ПКМ с требуемыми свойствами для РЛ вентиляторов. За этот промежуток времени пройден путь поисков, неудач и достижений. В результате РЛ модельного вентилятора (рис. 1, д) и последние экземпляры прототипа РЛ ПД-14 изготовлены из отечественного материала на отечественной компонентной базе. ПКМ для РЛ вентиляторов по ТЗ ЦИАМ разработан ИНУМиТ во главе с д-ром хим. наук В. В. Авдеевым. Технология изготовления титановой накладки на кромки РЛ разрабатывалась в 2006–2018 гг. сотрудниками ИПСМ, УГАТУ и Технопарк АТ при финансировании ЦИАМом. Сформированный в ЦИАМ научно-технический задел по созданию РЛ является базовым инструментом, существенно сокращающим временные и финансовые затраты новых перспективных разработок, в том числе РЛ вентилятора ПД-35.

Несмотря на фундаментальные достижения в области проектирования, изготовления и испытаний РЛ вентиляторов из ПКМ продолжает существовать масса проблем для их гарантированной безопасной эксплуатации. В частности, отсутствие отечественного опыта эксплуатации РЛ из ПКМ не позволяет сформировать обос-

нованную и подтвержденную практикой нормативную документацию. В связи с этим приходится на ранних стадиях создания РЛ и ее материала пользоваться известными и разработанными методами проектирования, в том числе с разработанными методами предсказания долговечности РЛ из ПКМ.

Прогнозирование долговечности ПКМ РЛ. Следуя [4], принято, что остаточная прочность σ_r при циклическом нагружении с амплитудой σ и коэффициентом асимметрии $R=0$ описывается уравнением

$$\sigma_r = \sigma_b + (\sigma - \sigma_b) y^\alpha. \quad (1)$$

Здесь σ_b – статическая прочность, $y = n/(N-1)$, N – предельное число циклов нагружения, n – текущее число циклов нагружения, α – экспериментально определяемый параметр деградации прочности.

Если принять, что распределение статической прочности σ_b подчиняется трехпараметрическому распределению Вейбулла с пороговым значением прочности σ_{b0} , масштабным коэффициентом δ и модулем Вейбулла γ , то соотношение (1) позволяет получить, что остаточная прочность σ_r статистически распределена также по закону Вейбулла:

$$P(\Xi_r \leq \sigma_r) = 1 - \exp\left\{-\left[\frac{(\sigma_r - \sigma_{r0})}{\delta_r}\right]^{\gamma_r}\right\}, \text{ при } \sigma_{r0} \leq \sigma_r \quad (2)$$

$$P(\Xi_r \leq \sigma_r) = 0, \text{ при } \sigma_r \leq \sigma_{r0}$$

В соответствии с (1) пороговое значение $\sigma_{r0} = \sigma y^\alpha + (1 - y^\alpha) \sigma_{b0}$, коэффициент масштаба $\delta_r = (1 - y^\alpha) \delta$ и модуль Вейбулла $\gamma_r = \gamma$.

Нормализованная остаточная прочность $x = \sigma_r / \sigma$ также подчинена трехпараметрическому распределению Вейбулла:

$$P(\Xi_x \leq x) = 1 - \exp\left\{-\left[\frac{(x - x_0)}{\delta_x}\right]^{\gamma_x}\right\}, \text{ при } x_0 \leq x \quad (3)$$

$$P(\Xi_x \leq x) = 0, \text{ при } x \leq x_0$$

Из (2) следует, что пороговое значение нормализованной остаточной прочности $x_0 = y^\alpha + (1 - y^\alpha) \sigma_{b0} / \sigma$, коэффициент масштаба $\delta_x = (1 - y^\alpha) \delta / \sigma$ и модуль Вейбулла $\gamma_x = \gamma$.

Разрушение при циклических испытаниях имеет место при $x \leq 1$. Согласно (3) веро-

ятность разрушения определяется равенством:

$$P(\Xi_x \leq 1) = 1 - \exp\left\{-\left[\frac{(x - x_0)}{\delta_x}\right]^{\gamma}\right\} = \quad (4)$$

$$= 1 - \exp\left\{-\left[\frac{(\sigma - \sigma_{b0})}{\delta}\right]^{\gamma}\right\}.$$

Следует обратить внимание на то, что вероятность разрушения p при циклическом нагружении не зависит от числа циклов нагружения n и параметра деградации прочности α (см. (1)), а зависит только от параметров распределения статической прочности рассматриваемого материала, т.е. от σ_{b0} , δ и γ .

Соотношение (4) во всем диапазоне разрушений $\Xi_x \leq 1$ (N возможных значений циклической долговечности) имеет распределение Бернулли для произвольного N [5]. Разрушение происходит при одном N . Поэтому вероятность одного разрушения при N возможных определяется из равенства:

$$P_N(1) = C_N^1 (1 - p)^{N-1} p, \quad (5)$$

где C_N^1 – число сочетаний из N элементов по одному и в соответствии с (4) вероятность разрушения определяется из $p = 1 - \exp\left\{-\left[\frac{(\sigma - \sigma_{b0})}{\delta}\right]^{\gamma}\right\}$. Анализ максимального значения вероятности разрушения в соответствии с (5) приводит к соотношению:

$$\sigma = \sigma_{b0} + \delta / (N_{\max})^{1/\gamma}. \quad (6)$$

Соотношение (6) представляет собой формулу безопасной долговечности (S~N), зависимости амплитуды циклических напряжений σ от числа циклов нагружения N , при котором происходит разрушение.

Главной особенностью соотношения (6) является то, что его параметры (σ_{b0} , δ и γ) определяются из существенно менее затратных по времени и стоимости статических испытаний. В [6] показано, что предельные значения деформаций при статических и циклических испытаниях ПКМ совпадают. Это оправдывает использование трехпараметрического распределения Вейбулла с пороговым значением σ_{b0} для оценки долговечности. В [7] несколько другим способом и в предположении, что статическая прочность описывается двухпараметриче-

ским распределением Вейбулла получено соотношение, подобное (6). В работе [7] выполнены сравнения результатов предсказания по формуле (6) без порогового значения σ_{b0} . Показано, что совпадения предсказания и результатов испытаний простираются от хорошего до плохого. Плохое совпадение в [7] объясняется сложным характером повреждений и их развития в ПКМ. На рис. 2 приведены результаты наших исследований. Результаты усталостных испытаний при $R=-1$ получены Д. В. Матюхиным, статических испытаний – Д. С. Пальчиковым. Испытанные пластины изготовлены Д. В. Афанасьевым [8].

В результате выполненных исследований соотношение (6) для предсказания долговечности деталей из ПКМ рекомендуется пока использовать на начальных стадиях создания изделий из них.

МЕТАЛЛИЧЕСКИЕ КОМПОЗИЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ

Металлические композиционные материалы (МКМ) такие, как дисперсно-

упрочненный нитевидными кристаллами карбида кремния алюминий, боралюминий, титан, армированный непрерывными волокнами карбида кремния, и др., в отличие от ПКМ, используются для создания деталей авиационных двигателей, работающих в условиях повышенных температур. В ЦИАМ (рис. 3) разработана конструкция полый составной широкохордной РЛ вентилятора, состоящая из титановой обшивки и несущих стержней из МКМ с непрерывными волокнами. Опытная технология создания таких РЛ отработывалась на модели РЛ, в которой в качестве несущих стержней использовались боралюминиевые стержни. Коллегами из ВИАМ под руководством д-ра техн. наук С. Е. Салибекова методами диффузионного сращивания была решена ключевая технологическая проблема соединения боралюминиевых стержней с титановой обшивкой [9]. В ЦИАМ были спроектированы модельная РЛ, двухзамковый конструктивно-подобный элемент, вся номенклатура оснастки для их изготовления и испытаний, в том числе на разгонном стенде.

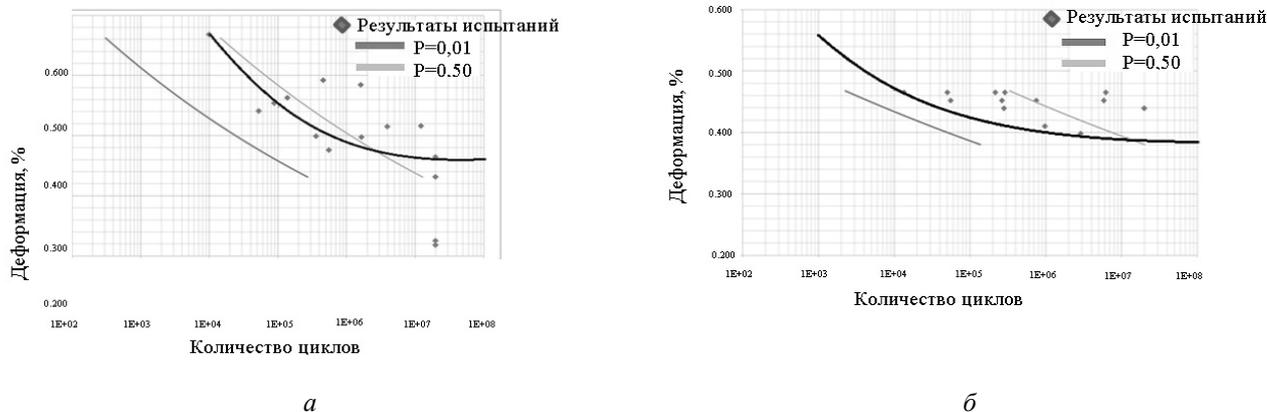


Рис. 2. Результаты усталостных испытаний образцов из углепластика Т800/Т26 на основе ткани УТ-900(И)-24 с укладкой $[0, \pm 60^\circ]_s$: а – образцы из 1-й пластины ($\varepsilon_0=0,35$, $\gamma=2,657$); б – образцы из 2-й пластины ($\varepsilon_0=0,38$, $\gamma=3,21$, $\delta=1,54$)

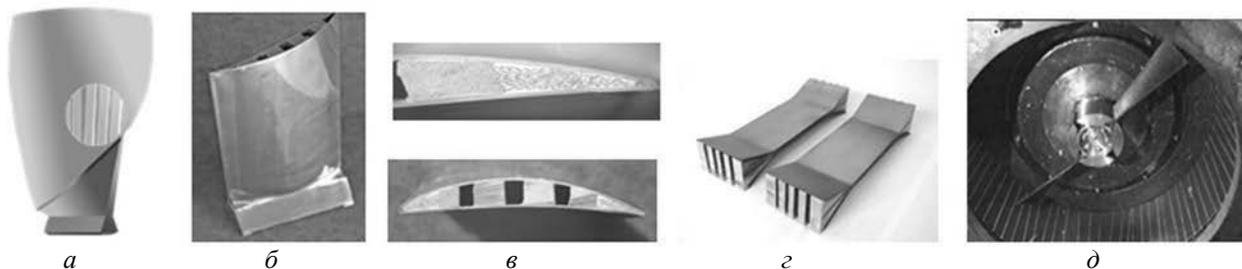


Рис. 3. РЛ с титановой обшивкой и боралюминиевыми несущими стержнями: а – проект РЛ; б – модельная РЛ; в – сечение РЛ; г – КПЭ двухзамкового образца; д – модельные РЛ на разгонном стенде Т14Б

Выполненные исследования в размерности вентилятора ПД-14 продемонстрировали возможность и эффективность применения разработанной технологии создания составной РЛ из МКМ. Табл. 1, где приведены итоговые значения без учета взвешенных коэффициентов, достаточно наглядно отражает место РЛ вентиляторов, выполненных из различных материалов и конструктивных решений. С учетом взвешенных коэффициентов полая составная широкохордная РЛ уступает по общему рейтингу только РЛ из ПКМ.

Наряду с РЛ наиболее эффективно применение однонаправлено-армированных МКМ, обладающих уникальными характе-

ристиками прочности и жесткости, в конструкциях силовых тяг, опорных стержней. В ЦИАМ разработаны конструкции усиленных МКМ дисков и бездисковых конструкций рабочих колес (рис. 4), в которых несущими элементами являются кольца, выполненные из однонаправлено-армированных МКМ.

Описанный научно-технический задел по МКМ в настоящее время в двигателестроении не востребован. Однако проведенный комплекс расчетных, технологических и экспериментальных исследований свидетельствует о необходимости решения научных проблем, связанных с применением МКМ, некоторые из которых приведены в [10, 11].

Таблица 1

Показатель	Широкохордные РЛ вентиляторов			
	Титановая		С применением КМ	
	Сплошная	Полая	ПКМ	Составная
Масса	4	3	1	2
Жесткость	3	4	1	2
Статическая прочность	4	3	1	2
Динамическая прочность, усталость	2	4	1	3
Стойкость к удару ПП*	1	3–2	4	2–3
Отстройка от опасных частот	4	3	1–2	1–2
Уровень готовности технологий	1–2	1–2	3	3
Стоимость РЛ в серийном производстве	1	4	2	3
Обеспеченность сырьем	1	2	3	4
Риск применения	1	4	2	3
Рейтинг	22–23	30–31	20–21	26–27

ПП* – посторонние предметы, в том числе птицы.

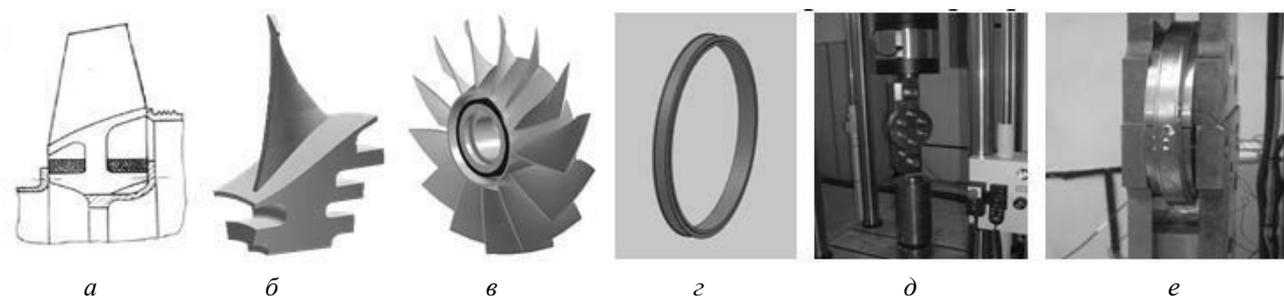


Рис. 4. Несущие кольца из КМ: а – проект РЛ с несущими элементами; б, в – отдельная РЛ и рабочее колесо из дисперсно-упрочненного МКМ с несущим кольцом; г, д, е – несущее кольцо из МУМ (титан, армированный волокнами карбида кремния) и его испытания

Модели деформирования МКМ. Характеристики материала матрицы МКМ в большей мере сказываются на общих свойствах МКМ, чем в случае с ПКМ. Кроме того, заметное отличие таких характеристик армирующих элементов и металлической матрицы как коэффициенты температурного расширения (КТР), теплопроводности и других приводят к различным последствиям при изготовлении из них деталей. Таковыми, например, являются заметные остаточные технологические напряжения в компонентах МКМ, обусловленные отличиями КТР компонентов МКМ. В [11] с применением теории пластического течения изучен характер деформирования металлической матрицы с учетом влияния нелинейной объемной деформации. Характер деформирования материала матрицы привел к тому, что физические соотношения для трансверсально-изотропного тела сформированы также в приращениях:

$$\begin{aligned}d\varepsilon_{11} &= (d\sigma_{11} - \nu_{12}d\sigma_{22} - \nu_{12}d\sigma_{33})/E_1 + \alpha_1 dT, \\d\varepsilon_{22} &= (-\nu_{21}d\sigma_{11} + d\sigma_{22} - \nu_{23}d\sigma_{33})/E_2 + \alpha_2 dT, \\d\varepsilon_{33} &= (-\nu_{21}d\sigma_{11} - \nu_{32}d\sigma_{22} + d\sigma_{33})/E_2 + \alpha_2 dT, \quad (7) \\d\varepsilon_{12} &= d\sigma_{12}/G_{12}, \\d\varepsilon_{13} &= d\sigma_{13}/G_{12}, \\d\varepsilon_{23} &= d\sigma_{23}/G_{23}.\end{aligned}$$

Здесь пять независимых переменных параметров «упругости», которые определены из характеристик упругодеформируемого однородного волокна и нелинейно деформируемого в соответствии с теорией пластического течения материала матрицы. Они определяются из следующих соотношений:

$$\begin{aligned}E_1 &= \nu^1 E^1 + \nu^2 E_{11}^2 (s^2 i), \\E_2^{-1} &= \nu^1 [1 - \nu^1 (\nu^1 - \nu_{12} E^1/E_1)]/E^1 + \\&+ \nu^2 [1 - \nu_{21}^2 (\nu_{12}^2 - \nu_{12} E_{11}^2/E_1)]/E_{22}^2 (s^2 i), \\\nu_{12} &= \nu^1 \nu^1 + \nu^2 \nu_{12}^2 (s^2 i), \\\nu_{23} &= E_2 \{ \nu^1 \nu^1 (1 + \nu^1 - \nu_{12} E^1/E_1)/E_1 + \\&+ \nu^2 [\nu_{23}^2 + \nu_{21}^2 (\nu_{12}^2 - \nu_{12} E_{11}^2/E_1)]/E_{22}^2 (s^2 i) \}, \\G_{12}^{-1} &= \nu^1/G^1 + \nu^2/G_{12}^2 (s^2 i), \\G_{23} &= E_2/2(1 + \nu_{23}), \\G^1 &= E^1 2(1 + \nu^1).\end{aligned} \quad (8)$$

Здесь верхним индексом различается компонента МКМ – волокно с модулем упругости E^1 , коэффициентом Пуассона ν^1 и объемным содержанием ν^1 . Характеристики материала матрицы с верхним индексом 2 зависят от напряженно-деформированного состояния. Определенные их значения на основе деформационной теории пластичности приведены в [10], а на базе подходов пластического течения в [11].

КЕРАМИЧЕСКИЕ КОМПОЗИЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ

Наиболее трудной технической задачей является создание деталей авиационных двигателей из керамических композиционных материалов (ККМ). Появившиеся в 70-х гг. прошлого столетия ККМ с повышенной вязкостью разрушения по сравнению с монолитной керамикой созрели до уровня возможности их использования в двигателях гражданской авиации. Они уже используются в эксплуатирующихся двигателях LEAP и планируется использовать их в двигателе GE-9 [12]. Представляется, что настоящие достижения основаны на богатом экспериментальном материале. Аналитические методы прогнозирования механического поведения ККМ продолжают развиваться.

В ЦИАМ в инициативном порядке, включаясь в различные программы, удается выполнить отдельные расчетные, технологические и экспериментальные исследования. В рамках этих работ разработана жаровая труба (ЖТ) высокотемпературной камеры сгорания из ККМ на основе углеродных волокон и карбидокремниевой матрицы (C/SiC) (рис. 5, а). С применением PIP (Polymer Infiltration Pyrolysis) – технологии в ЦИАМ изготовлены опытные ЖТ. В ВИАМ под руководством д-ра техн. наук С. С. Солнцева на ЖТ нанесены покрытия и затем в ЦИАМ испытаны. Разработанные ЖТ могут быть использованы в малоразмерных (МГТД) коротко-ресурсных двигателях.

Большой объем расчетных, технологических, экспериментальных исследований выполнен для создания соплового аппарата (СА) с применением ККМ (рис. 5, б, в). В СА лопатки и полки выполнены из дисперсно-

упрочненного алмазным порошком карбида кремния (A_p/SiC) разработки ЦНИИМ. Материал «Скелетон» (заводское название A_p/SiC), работоспособный до $1550\text{ }^\circ\text{C}$, обладает уникальными характеристиками по теплостойкости, твердости, жесткости [13]. Повышенная теплопроводность и низкий коэффициент линейного расширения создает проблемы соединения деталей из «Скелетон» с ответными металлическими узлами. Разработанные конструктивные решения с использованием теплоизолирующих прослоек из материалов с низкой теплопроводностью позволяют решить проблемы совместности неохлаждаемых или охлаждаемых в меньшей мере металлических и неметаллических деталей в высокотемпературной турбине (рис. 5, з) Выполненные исследования, в том числе оригинальные технологические разработки [13], позволяют рекомендовать использовать предложенные неохлаждаемые конструкции СА в МГТД с рабочей температурой $1500\text{ }^\circ\text{C}$ и ресурсом 25 часов. Для подтверждения возможности их использования в течение длительного времени в турбинах вертолетных двигателей и/или в вспомогательных силовых установках необходимо

проведение ресурсных испытаний в составе двигателя.

Много исследований выполнено в ЦИАМ по формированию облика рабочего колеса неохлаждаемой высокотемпературной турбины МГТД (рис. 6). Низкие характеристики межслоевой прочности ККМ, особенно материалов слоистой структуры, определили формирование двух перьевых лопаток с хвостовиком, работающих в эксплуатационных условиях на срез. Разработанная конструкция хвостовика РЛ позволила исключить разрушения в области замкового соединения. Вместе с тем конструкция рабочего колеса приняла оригинальную штифто-кольцевую форму. Одним из недостатков разработанной конструкции рабочего колеса является большое число элементов, хотя каждый из них может быть изготовлен на высоком уровне качества. Материалы (карбид кремния, армированный волокнами углерода или карбида кремния, или другие композиции), покрытия, а также конструкции лопаток, штифтов, несущих колец должны быть всесторонне экспериментально исследованы перед разработкой рекомендаций к их использованию.

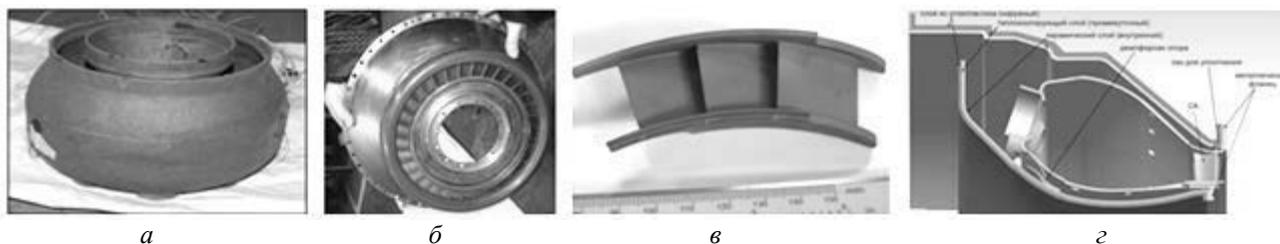


Рис. 5. Детали горячих узлов МГТД из ККМ:
а – жаровая труба; б – сопловой аппарат; в – элемент соплового аппарата; г – интегрированная конструкция камеры сгорания с узлами соединения деталей из разных материалов

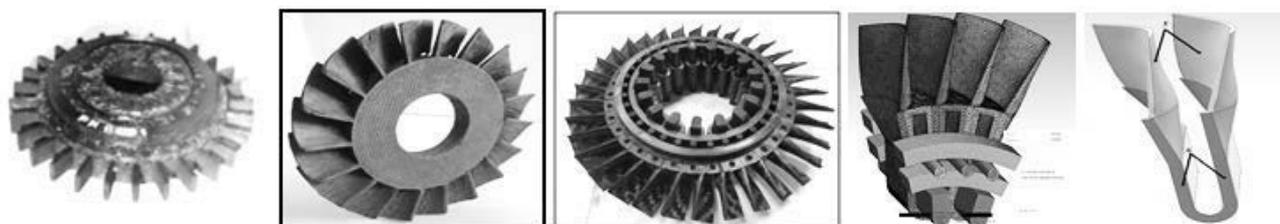


Рис. 6. Рабочие колеса высокотемпературных турбин МГТД из ККМ и конструкции двухперьевых лопаток

Модель деформирования ККМ с пористой хрупкой матрицей. Исследователи полагают, что матрица современных ККМ содержит множество несовершенств, не обнаруживаемых методами неразрушающего контроля. С определенного уровня нагрузки эти несовершенства начинают развиваться, приводя к нелинейным деформациям ККМ [14]. Здесь предполагается, что хрупкая монолитная керамическая матрица представляет собой неоднородную среду со случайно распределенной ультра мелкой начальной пористостью p_0 . Для анализа напряженности материала матрицы до начала развития пористости применяется линейная механика упругопористых изотропных сред с параметрами упругости (модуль упругости $E^*(p_0)$, коэффициент Пуассона $\nu^*(p_0)$), зависящими от начальной пористости p_0 . Случайно распределенная начальная пористость формирует случайное распределение напряжений по живым сечениям, которое в настоящей работе считается трехпараметрическим распределением Вейбулла. Показано, что начальная пористость p_0 и пороговое значение в распределении напряжений связаны между собой, т.е. линейная механика упругопористой среды может использоваться только до напряжений, соответствующих пороговому значению.

Напряжения, превышающие пороговое значение, приводят к нелинейным деформациям, обусловленным локальными разрушениями в форме развития пористо-

сти (рис. 7). Здесь нет магистральной трещины, все начальные несовершенства равноправны, и поэтому исключена возможность применения классической механики разрушения для анализа развития пористости. Рост пористости моделируется предложенным уравнением баланса пор:

$$[(p - p_0)/(1 - p_0)]^\theta = 1 - \exp \left\{ -V/V_0 [(\sigma - \sigma_0)/\delta]^\chi \right\}, \quad (9)$$

в котором σ напряжение по живому сечению, а случайно распределенные предельные характеристики прочности описаны трехпараметрическим распределением Вейбулла с пороговым значением σ_0 , параметром масштаба δ и модулем Вейбулла χ ; V – объем тела, а V_0 – объем образца, испытаниями которого установлены параметры распределения Вейбулла; p , p_0 – текущая и начальная пористости. Параметр θ отражает характер развития событий при развитии пористости. При $\theta < 1$ модель соответствует «быстрой смерти», при $\theta = 1$ это линейное развитие событий, модель износа (медленное развитие пористости) описывается при $\theta > 1$.

Развитие пор, приводящее к случайно распределенному локальному разрушению, является необратимым процессом, которое оценивается освобожденной энергией деформирования $2G_{\text{осв}}(p)$ керамической матрицы с ультрамелкими порами. Потерянная энергия деформирования $2G_{\text{осв}}(p)$ используется для оценки остаточных деформаций $e_{\text{ост}}(p)$ и модуля $E_{\text{разг}}$ при разгрузке.

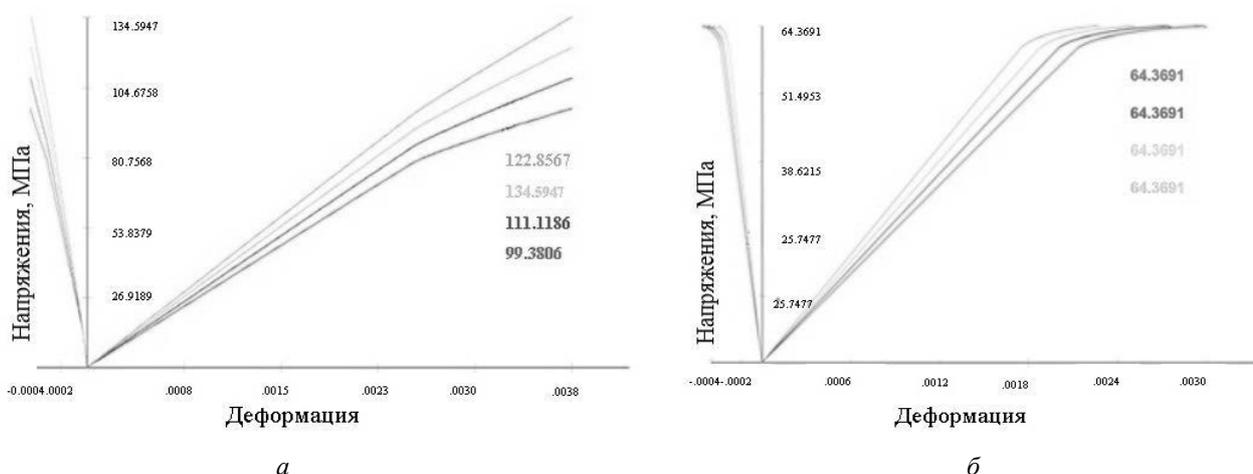


Рис. 7. Кривые деформирования однонаправленно-армированного ККМ с пористой керамической матрицей при различном объемном содержании волокна: *а* – в плоскости армирования; *б* – в плоскости изотропии

$$e_{\text{ост}}(p) = e(p) - 2G_{\text{осв}}(p)/\sigma(p) \quad (10)$$

$$E_{\text{разг}} = \sigma^2(p)/2G_{\text{осв}}(p).$$

Здесь $e(p)$ и $\sigma(p)$ – уровни деформаций и напряжений, с которых начинается разгрузка.

С применением модели изонапряжений и изодеформаций построены модели деформирования однонаправленно-армированного ККМ. Зависимости между напряжениями и деформациями аналогичны соотношениям (7), записанные не в приращениях, с параметрами, определенными с помощью формул (8) при соответствующих значениях деформации пористой керамической матрицы и керамических волокон. Построены кривые деформирования однонаправленно-армированного ККМ при растяжении в плоскости армирования (см. рис. 3, а) и в плоскости изотропии (см. рис. 3, б).

МГТД С НАРУЖНЫМ ВАЛОМ

Хорошо известно, что монолитный керамический материал с низкой вязкостью разрушения приводит к непредсказуемым разрушениям изделий из них, особенно, при растяжении. Кроме того, существенно влияние масштабного фактора на характеристики прочности, что усугубляет проблему использования их в РЛ высокотемпературных турбин, работающих в условиях растяжения в поле центробежных нагрузок. Низкая вязкость разрушения монолитной керамики в меньшей мере сказывается, если деталь работает в условиях сжатия. В ЦИАМ разработан МГТД (рис. 8) с наружным валом, где все детали ротора, включая рабочее колесо турбины, при эксплуатации находятся в сжатом состоянии. Проведены расчетные исследования. Каждый элемент ротора (РЛ осевого и центробежного компрессоров и высокотемпературной турбины) изготовлены и проверены методами неразрушающего контроля перед изготовлением намоткой наружного вала.

Проблема создания МГТД с наружным валом в большей мере была связана с проблемой создания легких осевых и радиальных подшипников большого размера. В связи с этим разработаны гибридные подшипники с металлическими ободами, керамиче-

скими шарами и сепаратором из углерод-углеродного композиционного материала. Выполнены расчетные и экспериментальные исследования облегченных гибридных подшипников большого размера.

СТРУКТУРНАЯ ТЕОРИЯ ДЕФОРМИРОВАНИЯ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

В настоящее время при проектировании изделий из КМ интенсивно используются коммерчески доступные программные комплексы типа ANSYS, LS DYNA, FIBRE и другие. В эти программные комплексы вложены многие модели – модели однородного анизотропного тела, оболочечные модели, стержневые модели и др. Инженер, стремясь получить более точные результаты расчета, использует все меньшие размеры конечных элементов. Однако с некоторого момента размер конечного элемента становится сопоставимым с размерами компонентов КМ, и использование указанных выше моделей становится не правомочным. Здесь целесообразно использовать микро-модель КМ с характерными размерами конечных элементов, во много раз меньшими размеров структурных элементов КМ (диаметра волокна, толщины матрицы в монослое). В настоящее время выполнение проектов деталей КМ на уровне микро-модели невозможно. В литературе можно найти отдельные упражнения с рассмотрением небольшой области волокон, окруженных материалом матрицы. В этих случаях полезно использовать мезомодель деформирования КМ [15, 16], где размеры конечных элементов сопоставимы с размерами структурных элементов КМ. В ЦИАМ была разработана структурная теория деформирования КМ [17, 18]. Она формируется основной системой уравнений, состоящих из кинематических соотношений (11), физических зависимостей (12), уравнений движения (13) и уравнений теплопроводности (14):

$$\varepsilon_{ij}^{\alpha} = 0,5(u_{i,j}^{\alpha} + u_{j,i}^{\alpha}) \quad (11)$$

$$\sigma_{ij}^{\alpha} = c_{ijmn}^{\alpha\beta} \varepsilon_{mn}^{\beta} + \beta_{ij}^{\alpha\beta} T^{\beta} \quad (12)$$

$$\sigma_{ij,j}^{\alpha} + X_i^{\alpha} = \rho^{\alpha\beta} u_{i,tt}^{\beta} + g_{ij}(u_{j,t}^{\alpha} - u_{j,t}^{\beta}) + b_{ij}(u_j^{\alpha} - u_j^{\beta}) \quad (13)$$

$$(\lambda_{ij}^{\alpha} T_{,i}^{\alpha})_{,j} + W^{\alpha} = c_{\varepsilon}^{\alpha} T^{\alpha} \quad (14)$$



Рис. 8. МГТД с наружным валом:

a – схема; *б* – облик; *в* – опытный образец; *г* – элементы подшипника

Здесь u^{α}_i , $\varepsilon^{\alpha}_{ij}$, σ^{α}_{ij} , X^{α}_i , T^{α} – компоненты вектора перемещения, тензоров напряжений и деформаций, компонента объемной силы и скалярная температура соответственно. Нижние индексы соответствуют координате (i, j, m, n принимают значения 1, 2, 3). Переменная t – время. Верхние индексы приняты для обозначения компоненты КМ ($\alpha, \beta=1,2$; 1 – наполнитель, 2 – матрица). Параметры упругости $c^{\alpha\beta}_{ijmn}$ при $\beta=\alpha$ являются параметрами упругости α -компоненты КМ с учетом ее объемного содержания; при $\beta\neq\alpha$ $c^{\alpha\beta}_{ijmn}$ – параметр жесткости сцепления компонентов КМ. Параметры $\rho^{\alpha\beta}$ – плотность α -компоненты при $\beta=\alpha$ с учетом ее объемного содержания и плотность присоединенной массы при $\beta\neq\alpha$; g_{ij} , b_{ij} – параметры инерционного и механического взаимодействия компонентов КМ. Величины $\beta^{\alpha\beta}_{ij}$ определяются характеристиками $c^{\alpha\beta}_{ijmn}$ и параметрами линейного расширения α^{α}_{ij} компонентов КМ. Коэффициенты теплопроводности и теплоемкости с учетом их объемного содержания обозначены λ^{α}_{ij} и c^{α}_{ε} ; W^{α} – параметр, обусловленный внутренними источниками тепла в α -компоненте КМ. В соотношениях (11)–(14) по одинаковым индексам как верхним, так и нижним принято сложение, производная по соответствующей координате или времени обозначена запятой в нижнем индексе.

Предложенная мезомодель деформирования КМ существенно расширяет области аналитических исследований, включая проблемы, которые не охватываются моделями однородной анизотропной среды. Такими областями исследований являются:

– покомпонентное распределение напряжений в окрестности выточек, отверстий;

– конструкции с резкими изменениями геометрической формы;

– узлы соединения материалов с сильно различающимися свойствами;

– анализ зарождения и развития повреждений в отдельной компоненте КМ и/или на границе их раздела и т.д.

На основе структурной теории деформирования КМ решены ряд прикладных задач [15, 16].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработаны математические модели:

– деформирования двухкомпонентных сред;

– нелинейной деформации хрупкой монолитной керамики и однонаправленно-армированного ККМ;

– нелинейной деформации металлической матрицы, включающей нелинейное объемное сжатие, и однонаправленно-армированного МКМ;

– усталости при циклическом нагружении.

Аналитические разработки используются в практике проектирования, изготовления и испытаний представленных здесь деталей и узлов авиационных двигателей из КМ на полимерной, керамической матрицах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Афанасьев Д. В., Каримбаев Т. Д., Луппов А. А. Рабочие лопатки вентиляторов для перспективных двигателей. Достижения и проблемы // Двигатель. 2011. № 6 (78). С. 2–7. [D. V. Afanasiev, T. D. Karimbaev, A. A. Luppov "The fan blade for perspective engines. The achievements and problems", (in Russian), in *Dvigatel*, no. 6 (78), pp. 2-7, 2011.]
2. Афанасьев Д. В., Каримбаев Т. Д., Луппов А. А. Экспериментальные рабочие лопатки вентиляторов ТРДД из ПКМ – Конструкции и технологии получения изделий из неметаллических материалов // Тезисы докладов. XXI Международная научно-техническая конференция. Обнинск, 2017. С. 71. [D. V. Afanasiev, T. D. Karimbaev,

A. A. Luppov, "The testing fan blade of turbine engines from PCM. The construction and manufacturing objects from non metallic materials", (in Russian), in *Tezisy dokladov XXI Mezhdunarodnaya nauchno-tekhnicheskaya konferenciya*, p.71, 2017.]

3. **О формировании** технических требований на полимерный материал перспективной рабочей лопатки вентилятора ТРДД / Д. В. Афанасьев и др. // *Двигатель*. 2014. № 6 (96). С. 1–8. [D. V. Afanasiev, et. al., "About formation of the technical requirements on polymer material for perspective by-pass turbojet engine fan blades", (in Russian), in *Dvigatel*, no. 6 (96), pp. 1-8, 2014.]

4. **Shaff J. R.** Proof testing of composite materials // *Journal of Composite Materials*. 1975. Vol. 9, pp. 297-311.

5. **Вентцель Е. С.** Теория вероятностей. М.: Физматгиз. 1962. С. 564. [E. S. Wentzel, *Probability theory*, (in Russian). M: Fizmatgiz, 1962.]

6. **Hahn H. T., Kim R. Y.** Fatigue and Life Prediction. ASM Handbook. 2011. Vol. 21, Composites, pp. 616-632.

7. **Kassapoglou C.** Predicting the Structural Performance of Composite Structures Under Cycling Loading // Copyright by Christos Kassapoglou. 2012. P. 140.

8. **Каримбаев Т. Д., Матюхин Д. В.** Об оценке усталостной прочности образцов из полимерных композиционных материалов // *Механика композиционных материалов и конструкций*. 2016. Том 22, № 3. С. 329–341. [T. D. Karimbaev, D. V. Matukhin, "On the evaluation of fatigue strength of specimens from polymer composite materials", (in Russian), in *Mekhanika kompozicionnyh materialov i konstrukcij*, vol. 22, no. 3, pp. 329-341, 2016.]

9. **Широкохордные** лопатки вентиляторов для ТРДД 5-6 поколений / Е. Н. Каблов и др. // *Конверсия в машиностроении*. 2006. № 5. С. 28. [E. N. Kablov, et. al., "Widechord fan blades for 5-6 BY-PASS TURBOJET ENGINE generations", (in Russian), in *Conversia v mashinostroenii*, no. 5, p. 28, 2006.]

10. **Каримбаев Т. Д., Мыктыбеков Б. М., Панова И. М.** Математические модели нелинейного деформирования однонаправлено-армированных композиционных материалов // *Труды ЦИАМ*. 2005. № 1334. С. 159. [T. D. Karimbaev, B. M. Myktybekov, I. M. Panova, "Mathematical models of nonlinear deformation unidirectional reinforced composite materials", (in Russian), in *Trudy CIAM*, no. 1334, p. 159, 2005.]

11. **Каримбаев Т. Д.** Переменные параметры «упругости» нелинейно деформируемой трансверсально-изотропной среды // *Письма о материалах*. 2018. Т. 8, № 2. С. 208–214. [T. D. Karimbaev, "Variable parameters "elasticity" nonlinear deformable transversely-isotropic materials", (in Russian), in *Pis'ma o materialah*, vol. 8, no. 2, pp. 208-214, 2018.]

12. **GE** планирует оснастить двигатели самолетов B.777X вентилятором с новыми лопатками из композитных материалов – ЦИАМ, *Обозрение*, Серия *Авиационные двигатели*. По материалам иностранных СМИ, № 46 (ноябрь 2014). С. 6–7. ["GE plans to equip the aircraft engines in. 777X fan with new blades from composite materials" (in Russian) in *CIAM, Review, Series of aircraft engines. On materials of the foreign media*, no. 46 (November 2014), pp. 6-7]

13. **Дисперсно-упрочненные** композиции алмаз-карбид кремния – новые материалы для машиностроения / С. К. Гордеев и др. // *Композиты и наноструктуры*. 2015. Том 7, № 2. С. 61–71. [S. K. Gordeev, et. al., "Dispersive-reinforced composition diamond-silicon carbide-new engineering materials", (in Russian), in *Compoziti i nanostrukturi*, vol. 7, no. 2, pp. 61-71, 2015.]

14. **Sorensen B. F., Holmes W.** Fatigue of Continuous Fiber Reinforced Ceramic Matrix Composites: Review of Mechanism

and Models – Fatigue under Thermal and Mechanical Loading: Mechanism, Mechanics and Modelling // *Proceeding of the Symposium held at Petten, the Netherland*, 22-24 May. 1995. Pp. 487-499.

15. **Каримбаев Т. Д.** Подходы при моделировании деформаций композиционных материалов // *Космонавтика и ракетостроение*. 2009. № 1 (54). С. 91–102. [T. D. Karimbaev, "Approaches to modeling of composite material deformations", (in Russian), in *Kosmonavtika i raketostroenie*, no. 1 (54), pp. 91-102, 2009.]

16. **Каримбаев Т. Д.** В Критерии зарождения повреждений в конструкциях из композиционных материалов // *Авиационные двигатели*. 2019. № 1 (2). С. 25–36. [T. D. Karimbaev, "Criteria for the origin of damage in structures from composite materials", (in Russian), in *Aviacionnie dvigateli*, no. 1 (2), pp. 25-36, 2019.]

17. **Каримбаев Т. Д.** Вариант теории армированных сред // *Известия АН Казахской ССР. Серия физ.-мат. наук*. 1974. № 3. С. 18–24. [T. D. Karimbaev, "The variant of theory reinforced media", (in Russian), in *Izvestia AN Kaz. SSR. Seriya fiz. – mat.* No. 3, pp. 18-24, 1974.]

18. **Каримбаев Т. Д.** Структурная теория прочности композиционных материалов // *Известия АН СССР. Механика твердого тела*. 1977. № 26. С. 149–153. [T. D. Karimbaev, "Structural theory of strength of composite materials", (in Russian), in *Izvestia AN SSSR. Mehanika tverdogo tela*, no. 26, pp. 149-153, 1977.]

ОБ АВТОРЕ

КАРИМБАЕВ Тельман Джамалдинович, д-р техн. наук, проф., начальник отдела конструкционной прочности композиционных и керамических материалов ЦИАМ.

METADATA

Title: The creation of aircraft engines parts and components using composite materials based on innovative solutions.

Authors: T. D. Karimbaev

Affiliation: Central Institute of aviation motors name P. I. Baranov, Moscow, Russia.

Email: tdkarimbaev@ciam.ru

Language: Russian.

Source: *Vestnik UGATU* (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 23, no. 2 (84), pp. 33-43, 2019. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: Wide chord BY-PASS TURBOJET ENGINE fan blades from polymer composite materials, hollow metal matrix wide chord fan blades and impellers with diskless bearing rings, ceramic matrix uncooled high-temperature liner, nozzle ring, rotor blade turbine of small gas turbine engines are developed in CIAM. The mathematical models of deformation of reinforced unidirectional composite materials with metal and ceramic matrix, durability prediction models based on probabilistic study of residual strength, as well as the structural theory of deformation of two component medium are described and are used in the development of the above mentioned aircraft engine parts and components

Key words: rotor blade; fan, nozzle ring, liner; composite material; matrix; ceramics; two component medium.

About author:

KARIMBAEV, Telman Dзамалдинович, Dr.Sc., Prof. Head of Composite Structure Strength Department. Moscow, CIAM.