ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПРОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКЦИОННЫХ КЕРАМИЧЕСКИХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ТИПА C/SIC И SIC/SIC С УЧЕТОМ СТРУКТУРЫ АРМИРОВАНИЯ

PREDICTION OF STRENGTH CHARACTERISTICS OF CONSTRUCTION CERAMIC COMPOSITE MATERIALS TYPE C / SIC AND SIC / SIC TAKING INTO ACCOUNT THE STRUCTURE OF REINFORCEMENT

УДК 620.172.24: 629.113

Тельман Джамалдинович Каримбаев

проф., д.т.н., нач. отдела ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Бахытжан Мыктыбеков

к.т.н., начальник сектора. ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Михаил Александрович Мезенцев

начальник сектора. ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Сапронов Дмитрий Владимирович

к.т.н: ведущий инженер. ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Telman Karymbayev

professor, Dr. Sci. Tech., head of department of «Central Institute of Aviation Motors after Baranov P.», Moscow, e-mail: bahit@ciam.ru

Bahit Myktybekov

head of sector of «Central Institute of Aviation Motors after Baranov P.», Moscow, e-mail: bahit@ciam.ru

Mikhail Mezentsev

head of sector of «Central Institute of Aviation Motors after Baranov P.», Moscow, e-mail: mma@ciam.ru

Dmitriy Sapronov

engineer of «Central Institute of Aviation Motors after Baranov P.», Moscow, e-mail: mma@ciam.ru

Аннотация

Для создания элементов авиационной и ракетно-космической техники из керамического композиционного материала (ККМ). ККМ C/SiC наиболее применим для теплонагруженных элементов, работающих в открытом космосе, а ККМ SiC/SiC – для элементов, работающих в пределах земной атмосферы. В результате исследований получены механические характеристики исследуемых ККМ на базе численного моделирования микроструктуры материалов, нагружения, а также сопоставления с показаниями экстензометров. Предложенные модели позволяют с высокой точностью прогнозировать деформирование образцов до момента первичного разрушения.

Исследования выполнены при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта №18-29-18071\19.

Annotation

To create elements of aviation and rocket and space technology from a Ceramic matrix composite (CMC). Ceramic matrix composite material C/SiC is most applicable for heat-loaded elements operating in open space, and CMC SiC/SiC is most applicable for elements operating within the Earth's atmosphere. As a result of the research, the mechanical characteristics of the studied CMC were obtained on the basis of numerical modeling of the microstructure of materials, loading, as well as comparison with the readings of extensometers. The proposed models make it possible to predict with high accuracy the deformation of samples until the moment of primary failure.

The studies were carried out with the financial support of the Russian Foundation for Basic Research in the framework of the research project No. 18-29-18071\19

Ключевые слова: керамический композиционный материал, волокна карбида кремния, исследования, расчетная модель, микроструктура.

Keywords: ceramic composite material, silicon carbide fibers, research, calculation model, microstructure.

Введение

Керамические композиционные материалы (ККМ) C/SiC обладают уникальным сочетанием высоких термомеханических характеристик и низкой плотности. Изделия из C/SiC способны сохранять работоспособность при температурах до 2700°C. Однако ресурс подобных конструкций ограничен из-за окисления углеродных волокон C_f при температурах более 450°C и окисления керамической матрицы SiC при температурах более 1000-1900°C, в зависимости от свойств окружающей среды. Наибольшее применение ККМ C/SiC нашли в ракетно-космической технике: элементы тепловой защиты и жидкостные ракетные двигатели в зависимости от условий работы – рисунок 1 [1].

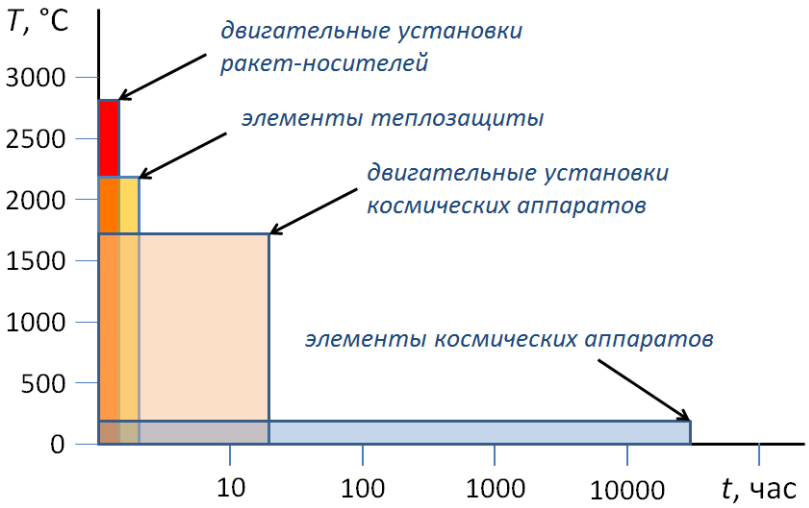


Рисунок 1 – Применение ККМ C/SiC в ракетно-космической технике

Разработка конструкций ракетно-космической техники с элементами из ККМ C/SiC началась в 1970-х годах [2]. В первую очередь – это теплозащитные покрытия с максимальным уровнем температур более 2000°C, высокой скоростью нагрева и большими температурными градиентами, способными работать более 30 минут. Композитные материалы со стеклянными волокнами не способны выдерживать подобные тепловые и

механические нагрузки, как ККМ C/SiC. Композитные материалы C/C, применяемые в конструкциях многоразовых транспортных кораблей Буран и Space Shuttle, более чувствительны к окислению, чем C/SiC.

При проектировании прототипа возвращаемого космического аппарата (по схеме типа «несущий корпус») X-38 фирмой NASA материал C/SiC использовался в носовой части, рисунок 2 [3]. Материал C/SiC также используется в конструкциях перспективных жидкостных двигателей ракет-носителей: сопло маршевого двигателя Vulcain (ракета-носитель Ariane 5), а также сопла разгонных ступеней HM 7 (Herakles) и AESTUS (Astrium ST/EADS IW) ракет-носителей Ariane 4 и Ariane 5 [4]. В разрабатываемой космической платформе AlphaBus будут использоваться двигатели коррекции нового поколения EAM. В двигателях EAM камера сгорания и сопло будут выполнены из ККМ C/SiC, рисунок 3. Фирма SNECMA использовала материал C/SiC при изготовлении соплового насадка газотурбинного двигателя M88-2 истребителя Rafale – рисунок 4. В совместной космической автоматической миссии Европейского космического агентства и Японского агентства аэрокосмических исследований по исследованию Меркурия используется конструкция антенны с элементами из ККМ C/SiC. В рамках программы «SIMPLEX Turbo pump Blisk» фирма NASA разрабатывает цельное колесо из ККМ C/SiC для турбо-насосного агрегата жидкостного ракетного двигателя – рисунок 5 [5].



Рисунок 2 – Применение материала C/SiC в конструкции спускаемого космического аппарата

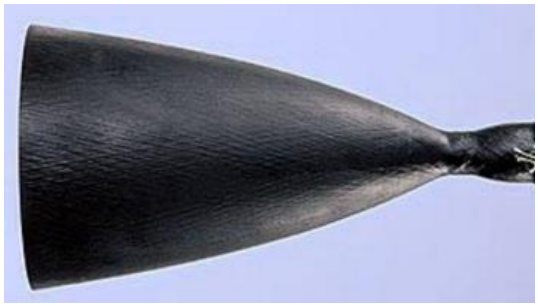


Рисунок 3 – Применение материала C/SiC в конструкции двигателя EAM



Рисунок 4 – Применение материала C/SiC в конструкции соплового насадка SNECMA

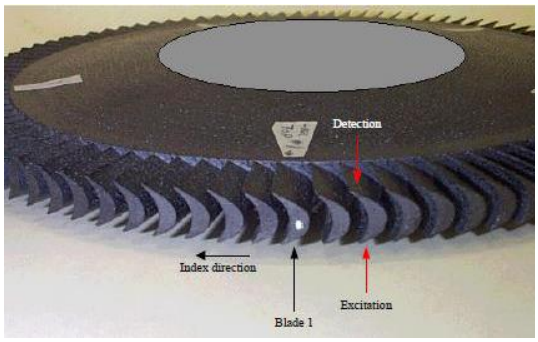


Рисунок 5 – Применение материала C/SiC в конструкции рабочего колеса ЖРД NASA

При армировании керамической матрицы волокнами углерода необходимо предотвратить как окисление волокон, так и образование карбидов по границам волокон. Поэтому для конструкций, работающих длительное время в условиях Земной атмосферы, наиболее перспективными представляются ККМ, армированные бескерновыми волокнами карбида кремния SiC. Однако прочность современных волокон SiC при температуре более 1250°C начинает интенсивно снижаться. Так первый опыт двигателестроительной фирмы Snecma по использованию ККМ SiC/SiC в конструкции сопла в начале 1990-х годов оказался не слишком удачным из-за недостаточной длительной прочности материала. Но уже к началу 2000-х годов появились значительные успехи: сопловые створки для управления вектором тяги фирмы Pratt&Whitney успешно отработали более 11000 испытательных циклов/5000 часов – рисунок 6.

Можно выделить крупные программы по созданию керамических элементов турбин, спонсируемые NASA и Министерством энергетики США в 1990-е и 2000-е годы: Advanced Turbine Technology Application (ATTAP), Advanced Gas Turbine (AGT), Ceramic Turbine Engine Demonstration Project (CTEDP), Ceramic Stationary Gas Turbine (CSGT). Фирма NASA исследовала высокотемпературные (до 1650°*C*) элементы двигателей из ККМ SiC/SiC в рамках программы UEET, а в настоящее время продолжает исследования по

программе фундаментальных исследований «NASA Fundamental Aeronautics Program» [6]. К настоящему моменту испытаны сопловые лопатки авиационного двигателя при температурах до 1440°С – рисунок 7.



Рисунок 6 – Сопловые створки фирмы Pratt&Whitney на самолете F-15 Eagle



Рисунок 7 – Сопловая лопатка NASA из ККМ SiC/SiC

Фирма General Electric проводила собственные программы Ceramics for Gas Turbines в 1993-1996 гг., Continuous Fiber Ceramic Composites Program 1990-е – 2000-е гг. Сейчас фирмой General Electric ведутся работы по созданию лопаток высокотемпературных турбин из ККМ SiC/SiC в рамках программ Adaptive Versatile Engine Technology (ADVENT) и Adaptive Engine Technology Development (AETD) [7]. К настоящему времени успешно проведены испытания демонстратора камеры сгорания из ККМ SiC/SiC для двигателя CFM56. Аналогичную конструкцию разработала фирма Safran в кооперации с фирмой Herakles (рисунок 8). Также в 2010 г. фирма Snecma представила лопатки турбины низкого давления из SiC/SiC (рисунок 9).



Рисунок 8 – Камера сгорания из материала SiC/SiC фирмы Safran



Рисунок 9 –Лопатки ТНД из материала SiC/SiC фирмы Safran

Таким образом, ККМ SiC/SiC имеют большую перспективу для применения в конструкциях авиационных газотурбинных и жидкостных ракетных двигателей.

Опытная технология изготовления ККМ C/SiC и SiC/SiC

Основными методами получения карбид кремниевой матрицы для армированных керамических композиционных материалов являются осаждение из газовой фазы (метод CVI), пропитка расплавом кремния (метод LSI) и пропитка раствором полимера с последующим многократным пиролизом (метод PIP) – рисунок 10.

Каждый из методов формирования карбид кремниевой матрицы по-разному влияет на свойства и стоимость конечного ККМ (см. таблицу 1). Наибольшая деградация физико-механических свойств ККМ – при использовании метода с пропиткой жидкого расплава кремния (LSI), наибольшая трудоемкость – при использовании метода осаждения из газовой фазы (CVI). Для получения карбид кремниевой матрицы методом PIP не требуется дорогостоящего оборудования, при этом не происходит значительной деградация свойств, что делает данный метод наиболее востребованным. Однако следует учесть, что при изготовлении методом PIP пористость материала самая высокая и снижается только с увеличением количества пропиток и пиролиза.

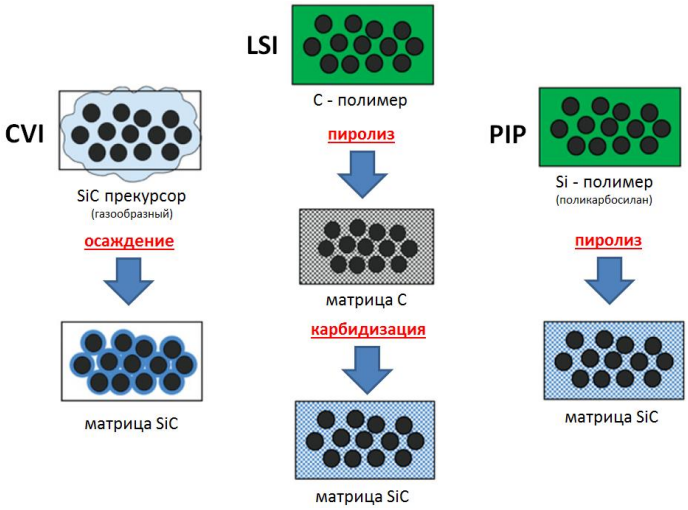


Рисунок 10 – Технология изготовления ККМ C/SiC и SiC/SiC

Таблица 1 - Анализ методов формирования карбид кремниевой матрицы

Параметры	**Осаждение из газовой фазы (CVI – chemical vapor infiltration)**	**Пропитка жидким кремнием ((LSI - liquid silicon infiltration)**	**Метод получения с использованием кремнийсодержащих полимеров (PIP – polymer impregnation and pyrolisis)**
Деградация физико-механических свойств исходной преформы	Отсутствует	Присутствует	Отсутствует
Необходимое время для получения материала, часов	600-900	40-100	150-300
Стоимость прекурсора	Высокая	Низкая	Средняя
Стоимость оборудования	Высокая	Высокая	Низкая
Стоимость конечного продукта	Высокая	Низкая	Средняя

В таблице 2 приведены механические характеристики ККМ, применяемых в авиационной и ракетно-космической технике при комнатной температуре.

Таблица 2 – Механические характеристики современных ККМ

Материал	Структура	содержание волокна, %	$\sigma_В$, МПа	$e_В$, %	E, ГПа	ρ, г/см^3
MT SICARBON	CVI: C/SiC ткань 2D	42	300	0,60	100	2,1
DLR S 400	PIP: C/SiC слоистый	50	290	0,53	90	1,8
EADS S 400	LSI: C/SiC ткань 2D	60	80	0,15	60	1,9

где $\sigma_В$ и $e_В$ – значения предела прочности при растяжении вдоль волокон (основы ткани) и соответствующей предельной деформации; E – модуль упругости; ρ – плотность.

Экспериментальное исследование прочности образцов C/SiC и SiC/SiC

В работе предложен подход, позволяющий определять механические характеристики ККМ на базе сопоставления результатов эксперимента и численного моделирования поступенчатого моделирования образцов – рисунок 11.



Рисунок 11 – Расчетно-экспериментальный подход для прогнозирования свойств ККМ

1 Образцы из ККМ C/SiC

Для экспериментальных исследований статической прочности керамического материала C/SiC (2D равнопрочная ткань) использовались 2 образца длиной L=250 мм, толщиной h=4 мм, ширина рабочей зоны b=14 мм. С двух краев на образцы были наклеены стеклопластиковые накладки для предотвращения проскальзывания захватов испытательной машины в процессе испытаний – рисунок 12. Данные образцы были изготовлены на опытном участке ФГУП «ЦИАМ» из поликарбосилана и углеродных волокон по технологии PIP (многократная инфильтрация материала и пиролиз). Использовалась нить марки Т700, связующее марки ПКС (ГНИИХТЭОС). Процентное содержание волокна V_f=43 %.

Испытания проводились на испытательной машине Instron 5985 в соответствие с ГОСТ 25.601-80. Образец зажимался в клиновидные гидравлические захваты и растягивался до момента разрушения. Измерение продольной деформации в центре рабочей части образца осуществлялось при помощи экстензометра фирмы Epsilon – рисунок 13.

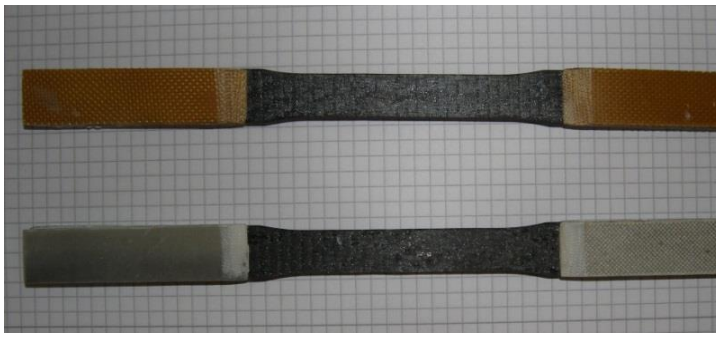


Рисунок 12 – Образцы C/SiC с накладками

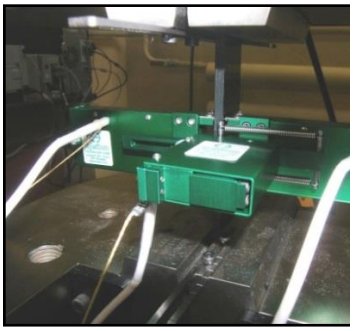


Рисунок 13 – Измерение продольной деформации

При испытаниях зафиксирован линейный характер роста нагрузки до первичного разрушения образцов. Момент разрушения (рисунок 14) для обоих образцов соответствовал уровню напряжений в сечении рабочей части ~115 МПа и продольной деформации 0,11%. Область разрушения – переход от рабочей части образца к захвату.



Рисунок 14 – Образцы C/SiC после испытаний

Создана модель 2D тканой структуры исследуемого ККМ C/SiC – рисунок 15. Свойства полученного материала – см. таблицу 2. Построена конечно-элементная модель образца в комплексе ANSYS и проведено численное моделирование поступенчатого нагружения. Граничные условия в модели приведены на рисунке 16: в нижней торцевой части образца закреплён в направлениях X и Y, к верхней торцевой части прикладывалась сила, распределенная между узлами, принадлежащими верхней линии. Использовались элементы, моделирующие многослойный композит.

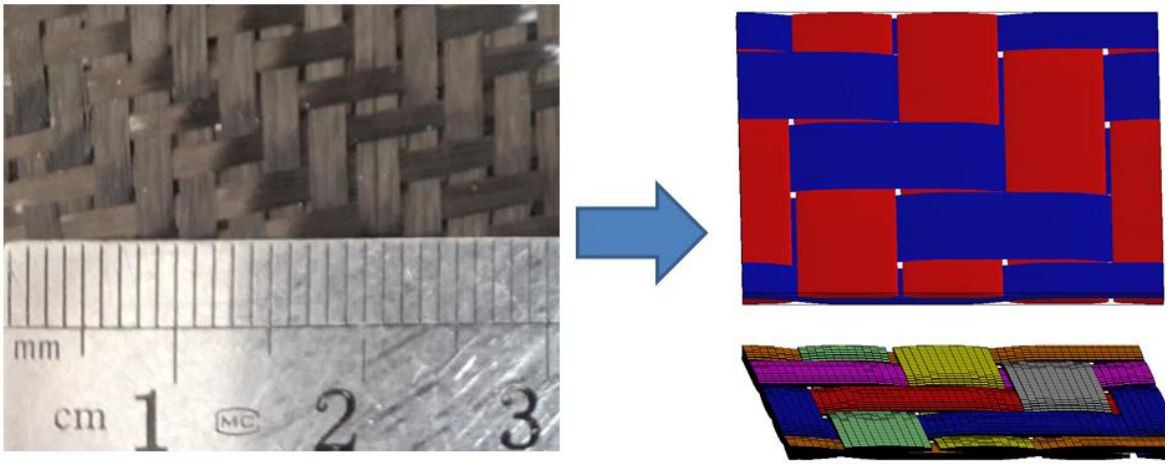


Рисунок 15 – Моделирование микроструктуры ККМ C/SiC

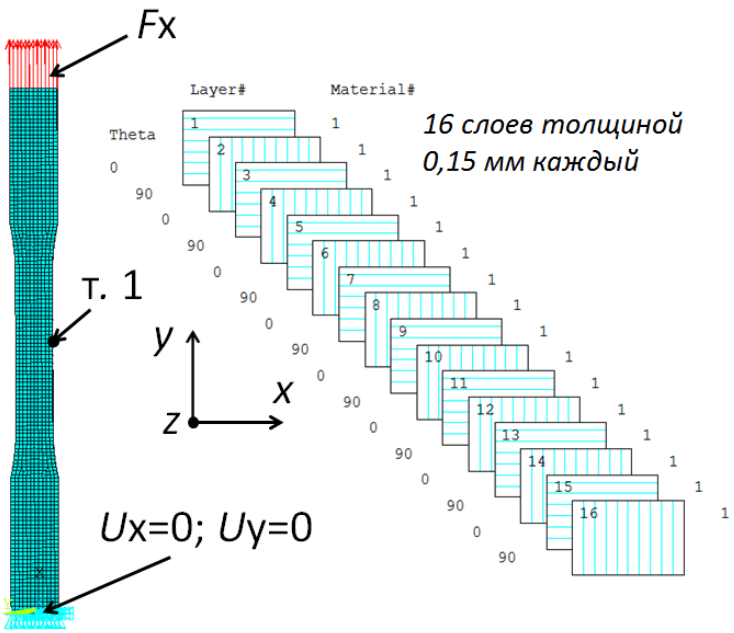


Рисунок 16 – Численное моделирование растяжения образцов C/SiC

Сопоставление результатов расчетов и измерений продольной деформации в точке 1 (см. рисунок 16) – показано на рисунке 17. Выделена точка *A* – момент первичного разрушения и точка *B* – момент окончательного разрушения ККМ C/SiC. До точки А образец деформируется практически упруго. На участке А-В происходит прогрессирующее разрушение образца, однако данный участок незначителен. Распределение напряжений в момент первичного разрушения ККМ C/SiC (точка А, рисунок 17) в 1 слое показано на рисунке 18.

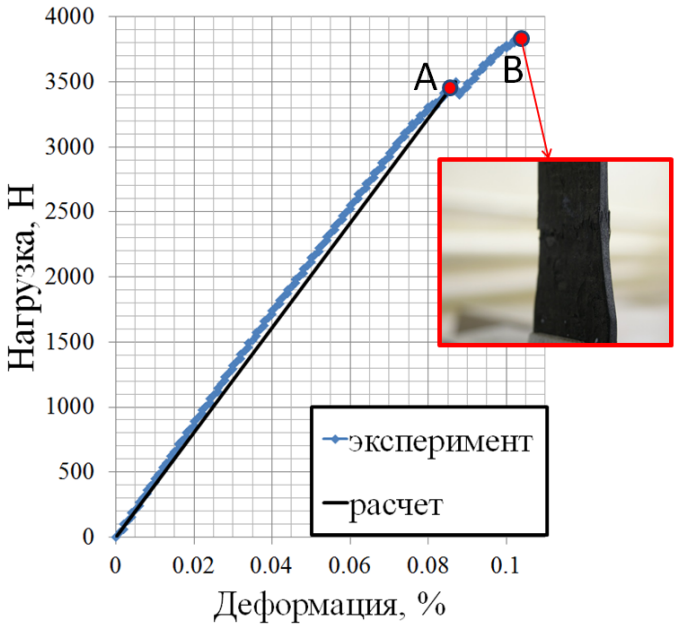


Рисунок 17 – Сопоставление результатов эксперимента и расчета для образцов C/SiC

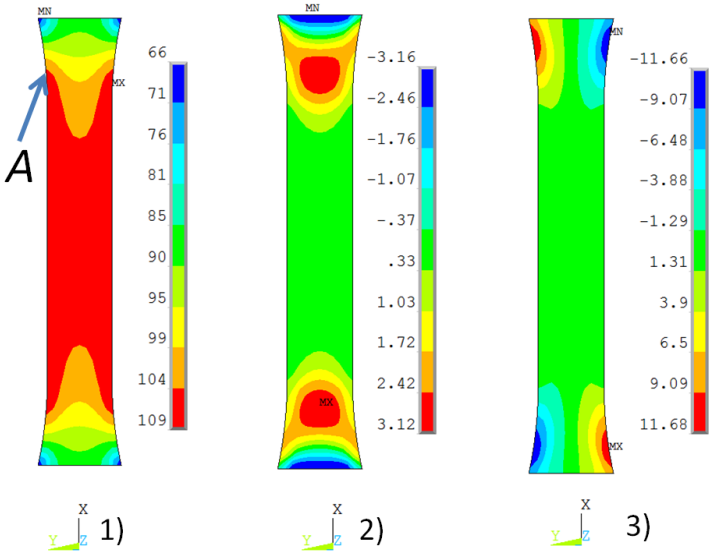


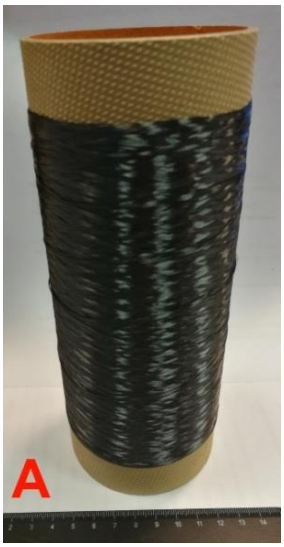
Рисунок 18 – Распределение напряжений в момент разрушения образцов C/SiC

(1 – вдоль оси Y, 2 – вдоль оси X; 3 – касательные XY), МПа

Получено хорошее согласование результатов конечно-элементного моделирования с экспериментом до момента первичного разрушения ККМ C/SiC. Зона с максимальным напряжением вдоль оси *X* (A, рисунок 18) качественно совпадает с зоной разрушения образца в эксперименте.

2 Образцы из ККМ SiC/SiC

Для экспериментальных исследований статической прочности керамического материала SiC/SiC использовались образцы в количестве 3 штук с размерами 4,00х2,5х48 мм (рисунок 19, Б). Данные образцы получены по технологии PIP. В качестве армирующих волокон взяты бескерновые волокна карбида кремния 3-го поколения типа Hi-Nicalon Type S (OX), на которые не были нанесены интерфазные покрытия (рисунок 19, А). При изготовлении образцов пропитку смесью полимера и пиролиз проводили 4 раза. Процентное содержание волокна V_f=30 %.



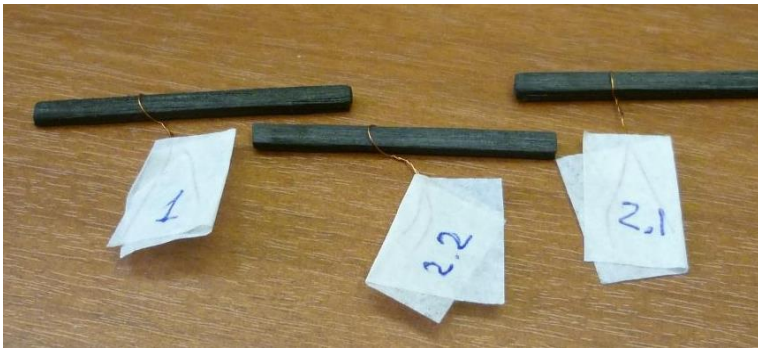


Рисунок 19 – Волокно Hi-Nicalon Type S и образцы из материала SiC/SiC (А – волокно карбида кремния Hi-Nicalon Type S, Б – опытные образцы из материала SiC/SiC)

Проведены испытания образцов SiC/SiC на 4-точечный изгиб при температуре 1000°С на испытательной машине Instron 5985 с высокотемпературной печью EuroTherm. Расстояние между нижними опорами L_1=40 мм, а между верхними L_2=20 мм. Анализ диаграмм нагружения показал, что после некоторого порогового значения наблюдается падение нагрузки за счет разрушения волокон и мгновенного её перераспределения на другие волокна. Таким образом, характер разрушения

квазипластичный. Разрушающее напряжение при 4-точечном изгибе определялось из соотношения:

$$\sigma = \frac{3 \cdot P \cdot L}{4 \cdot b \cdot h^2} \quad (1)$$

где P – нагрузка, L – расстояние между опорами (40 мм); b и h – ширина и толщина образца.

Среднее значение прочности при 4-точечном изгибе составило ~157 МПа и предельное значение деформации ~0,22%. Область разрушения – под верхними опорами, рисунок 20.

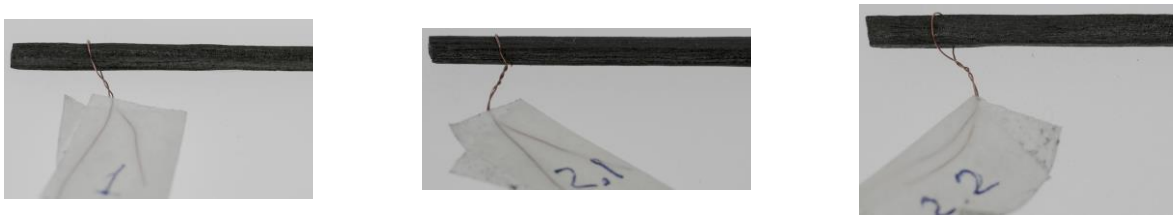


Рисунок 20 – Образцы SiC/SiC после испытаний

Создана 3D модель структуры исследуемого однонаправленного ККМ SiC/SiC – рисунок 21. Свойства полученного материала – см. таблицу 3. Построена конечно-элементная модель образца в комплексе ANSYS и проведено численное моделирование поступенчатого нагружения. Граничные условия в модели приведены на рисунке 22: в месте контакта с нижними опорами образец закреплялся по направлению Y, центральная часть образца в плоскости YZ закреплялась по оси X, а в плоскости YX – по оси Z; в месте контакта с верхними опорами прикладывалось усилие. Использовались 3D элементы с задаваемыми свойствами в локальной системе координат ККМ.

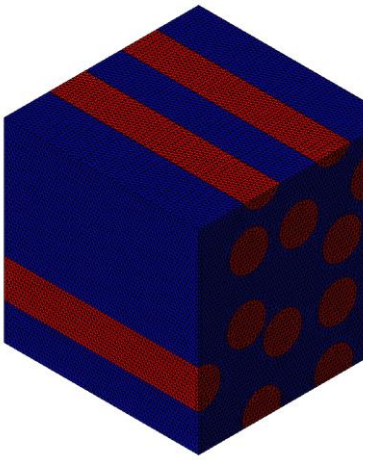


Рисунок 21 – Моделирование микроструктуры ККМ SiC/SiC

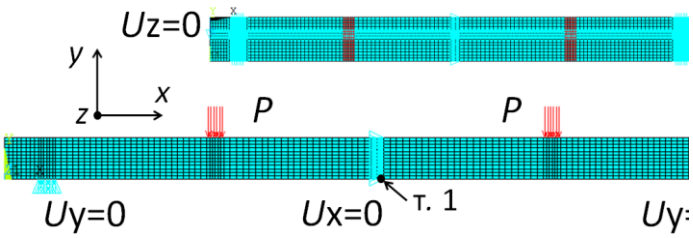


Рисунок 22 – Численное моделирование 4-точечного изгиба образцов SiC/SiC

Сопоставление результатов расчетов и измерений продольной деформации в точке 1 (см. рисунок 22) – показано на рисунке 23. Выделена точка *A* – момент первичного разрушения и точка B – момент окончательного разрушения ККМ SiC/SiC. До точки A материал деформируется практически упруго, от точки A до B явно выражен участок с прогрессирующим разрушением.

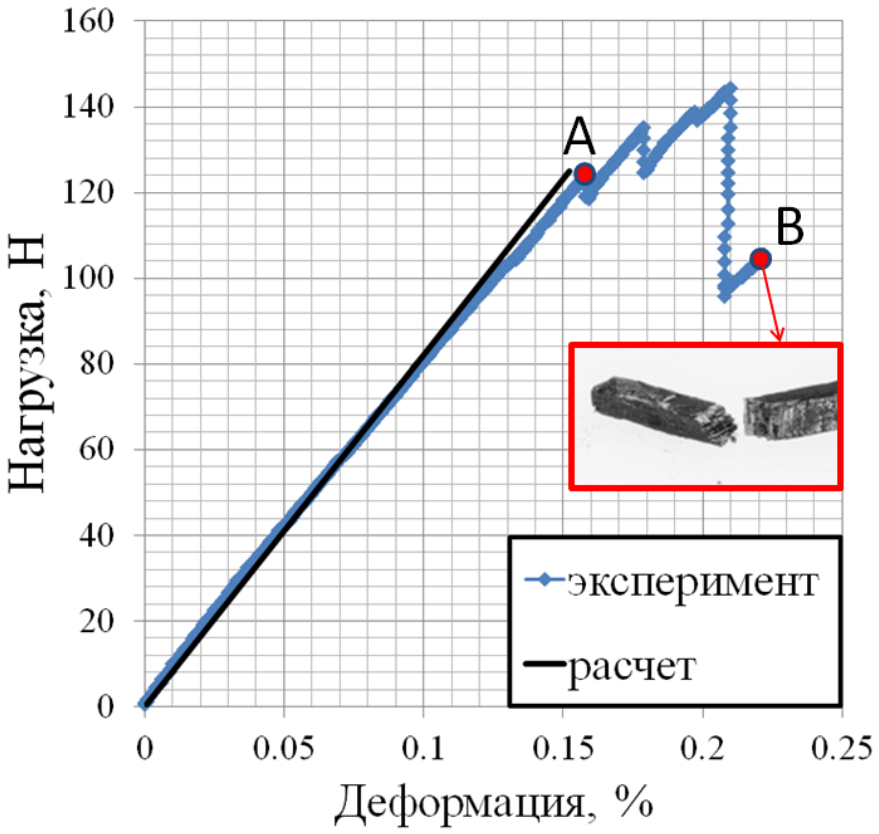


Рисунок 23 – Сопоставление результатов эксперимента и расчета для образцов SiC/SiC

Распределение напряжений вдоль оси X в момент первичного разрушения образца из ККМ SiC/SiC (точка А, рисунок 23) показано на рисунке 24. Получено хорошее согласование результатов конечно-элементного моделирования с экспериментом до момента первичного разрушения ККМ SiC/SiC. Зона с максимальным напряжением вдоль оси *X* (А, рисунок 24) качественно совпадает с зоной разрушения образца в эксперименте. Зона Б (рисунок 24) – краевой эффект в зоне закрепления образца.

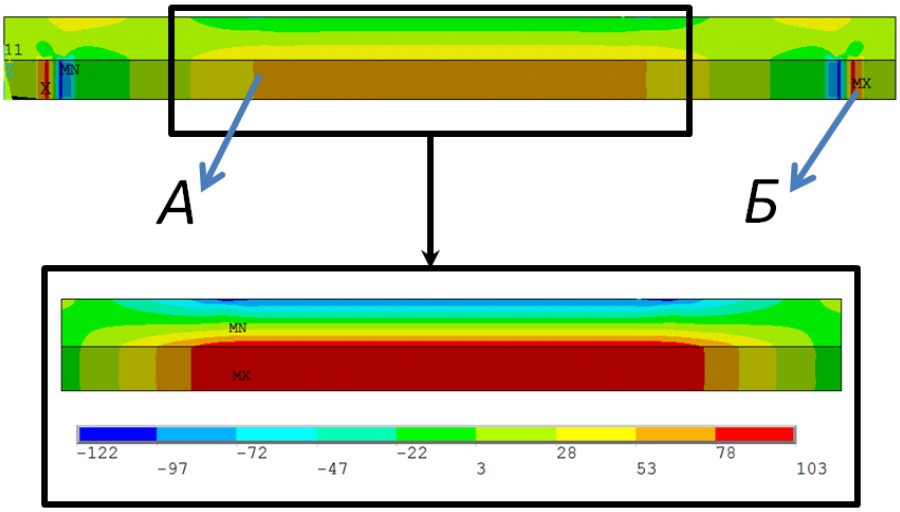


Рисунок 24 – Распределение напряжений вдоль оси X в момент разрушения

образцов SiC/SiC, МПа

Таблица 3 – Полученные свойства ККМ (C/SiC при комнатной температуре, SiC/SiC при 1000°C)

ККМ	E_1, МПа	E_2, МПа	E_3, МПа	ν_{12}	ν_{21}	ν_{13}	ν_{31}	ν_{23}	ν_{32}	G_{12}, ГПа	G_{13}, ГПа	G_{23}, ГПа	ρ, г/см^3
C/SiC	119,8	119,8	72	0,12	0,12	0,23	0,14	0,23	0,14	33,2	31	31	1,85
SiC/SiC	64,9	11,5	11,93	0,21	0,02	0,21	0,02	0,25	0,25	5,1	5,1	4,6	2,1

Основные результаты

1. Выполнен обзор работ по созданию элементов авиационной и ракетно-космической техники из ККМ. ККМ C/SiC наиболее применим для теплонагруженных элементов, работающих в открытом космосе, а ККМ SiC/SiC – для элементов, работающих в пределах земной атмосферы.

2. Методом PIP изготовлены и испытаны на растяжение образцы из ККМ C/SiC (равнопрочная ткань 2D). Предельный уровень деформаций образцов составил ~0,11%, что несколько ниже, чем у зарубежных аналогов материала. Показано, что до момента первичного разрушения образцы C/SiC деформируются упруго. Участок с прогрессирующим разрушением до полной потери несущей способности незначителен.

3. Методом PIP изготовлены и испытаны на 4-точечный изгиб при температуре 1000°C образцы из ККМ SiC/SiC (однонаправленный материал). Предельный уровень деформаций образцов составил ~0,22%. Показано, что до момента первичного разрушения образцы SiC/SiC деформируются упруго. При этом на кривой деформирования явно выражен участок прогрессирующего разрушения до полной потери несущей способности образцов SiC/SiC. Отмечено заметное ухудшение свойств матрицы при нагреве до 1000°C.

4. Получены механические характеристики исследуемых ККМ на базе численного моделирования микро-структуры материалов, нагружения, а также сопоставления с показаниями экстензометров. Предложенные модели позволяют с высокой точностью прогнозировать деформирование образцов до момента первичного разрушения.

5. Механические свойства ККМ могут быть повышены путём увеличения объемного содержания волокна, повышения количества пропиток полимером для снижения пористости материала матрицы. Также в дальнейшем рекомендуется использовать гибридную технологию полимерной инфильтрации и пиролиза (PIP) и химического газового проникновения (CVI) при изготовлении образцов.

Литература

1. Narottam P. Bansal, Jacques Lamon. Ceramic Matrix Composites: Materials, Modeling and Technology. New Jersey, John Wiley&Sons, 2015. 695 p.

2. Narottam P. Bansal. Handbook of Ceramic Composites. Boston. Kluwer Academic Publishers, 2015. 554 p.

3. Hua-Tay Lin, Mrityunjay Singh. 26th Annual Conference on Composites, Advanced Ceramics, Materials and Structures. Westerville, American Ceramic Society, 2011. 853 p.

4. Walter Krenkel. Ceramic Matrix Composites: Fiber Reinforced Ceramics and their Applications. Weinheim. WILEY-VCH Verlag GmbH&Co, 2008. 421 p.

5. Min J.B., Harris D.L. Ting J.M. Advances in Ceramic Matrix Composite Blade Damping Characteristics for Aerospace Turbomachinery Applications. Proceedings of the 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2011, AIAA 2011-1784.

6. Richerson D. Historical review of addressing the challenges of use of ceramic components in gas turbine engines. Proc. of ASME Turbo Expo, 2006, GT2006-90330, doi: 10.1115/GT2006-90330

7. Ferber M., Richerson D., Roode M. Ceramic Gas Turbine Component Development and Characterization. New York, ASME Press, 2003. 425 p.

Literature

1. Narottam P. Bansal, Jacques Lamon. Ceramic Matrix Composites: Materials, Modeling and Technology. New Jersey, John Wiley & Sons, 2015.695 p.

2. Narottam P. Bansal. Handbook of Ceramic Composites. Boston. Kluwer Academic Publishers, 2015.554 p.

3. Hua-Tay Lin, Mrityunjay Singh. 26th Annual Conference on Composites, Advanced Ceramics, Materials and Structures. Westerville, American Ceramic Society, 2011.853 p.

4. Walter Krenkel. Ceramic Matrix Composites: Fiber Reinforced Ceramics and their Applications. Weinheim. WILEY-VCH Verlag GmbH & Co, 2008.421 p.

5. Min J.B., Harris D.L. Ting J.M. Advances in Ceramic Matrix Composite Blade Damping Characteristics for Aerospace Turbomachinery Applications. Proceedings of the 52nd AIAA / ASME / ASCE / AHS / ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2011, AIAA 2011-1784.

6. Richerson D. Historical review of addressing the challenges of use of ceramic components in gas turbine engines. Proc. of ASME Turbo Expo, 2006, GT2006-90330, doi: 10.1115 / GT2006-90330

7. Ferber M., Richerson D., Roode M. Ceramic Gas Turbine Component Development and Characterization. New York, ASME Press, 2003.425 p.