

УДК 621.452.3-181.4:666.3/7:678

РАЗРАБОТКА И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ НЕМЕТАЛЛИЧЕСКИХ ДЕТАЛЕЙ И УЗЛОВ ГОРЯЧЕЙ ЧАСТИ ПЕРСПЕКТИВНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2015 Т. Д. Каримбаев, М. А. Мезенцев, А. Ю. Ежов

Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, г. Москва

Проведены технологические и экспериментальные исследования в обеспечение создания соплового аппарата высокотемпературной турбины из дисперсно-упрочнённого алмазным порошком карбида кремния, а также жаровой трубы высокотемпературной камеры сгорания из армированного углеродными волокнами керамического композиционного материала на основе керамообразующего полимера. В результате проведённых исследований демонстрируются:

- технологическая возможность создания составной конструкции соплового аппарата из сверхтвёрдого дисперсно-упрочнённого алмазным порошком карбида кремния с обеспечением его совместности с ответными металлическими узлами турбины;
- результаты испытаний изготовленной неохлаждаемой жаровой трубы из армированного углеродными волокнами керамического композиционного материала на основе керамообразующего полимера.

Результаты работы будут использованы при проектировании, изготовлении и испытаниях неметаллических деталей камеры сгорания и турбины вспомогательных силовых установок, малоразмерных и вертолётных газотурбинных двигателей.

Сопловой аппарат, жаровая труба, технология, испытания, керамический композиционный материал.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-3-128-138

Введение

Для перспективных деталей и узлов горячего тракта газогенератора авиационного двигателя сформированы высокие требования к конструкции и характеристикам материалов, которые должны обеспечивать следующие параметры: рабочая температура до 1500°C, стойкость к высоким градиентам температур, возникающим при нагреве и охлаждении двигателя, статическая кратковременная прочность 250 – 300 МПа при температуре более 1000°C, высокий коэффициент теплопроводности. Конструкция должна компенсировать различные температурные коэффициенты линейного расширения (ТКЛР) в местах крепления узлов с ответными металлическими деталями.

Сопловой аппарат из материала алмаз/SiC

Карбидокремниевые керамики, как спечённые (SiC), так и реакционно-связанные (Si/SiC), обладают низкой

плотностью, хорошими механическими свойствами, высокими твёрдостью и износостойкостью, низким ТКЛР, устойчивостью на воздухе при высоких температурах. Такое сочетание свойств карбидокремниевых керамик обеспечивает им также заметные преимущества по удельным механическим характеристикам и обуславливает их перспективность применения в газотурбинных двигателях (ГТД).

Дальнейшее улучшение свойств SiC-керамик идёт по пути их армирования, например, нитевидными кристаллами и непрерывными волокнами [1]. Однако анализ совокупности свойств SiC-керамик и других материалов показывает, что одним из наилучших армирующих материалов для SiC-керамик является алмаз в виде мелкодисперсного порошка. Последний обладает отличными механическими и теплофизическими свойствами, заметно превосходящими карбид кремния.

Материал алмаз/SiC, разработанный в ОАО «ЦНИИМ» (SiC-керамика, арми-

рованная дисперсно-упрочнённой фазой алмаза) обладает высокой теплопроводностью (300...600 Вт/м·К), малым удельным весом (3,3 г/см³), высоким модулем упругости (~500 ГПа) при нормальной температуре, низким ТКЛР (2,0...2,3 10⁻⁶/К). Несмотря на присутствие термически нестабильной фазы алмаза, материал

алмаз/SiC устойчив при высоких температурах вплоть до 1500°C. Прочность образцов при температуре 1000...1200°C достигает 400...450 МПа. На рис. 1 приведён график изменения прочности от температуры при оценочных испытаниях материала алмаз/SiC на трёхточечный изгиб.

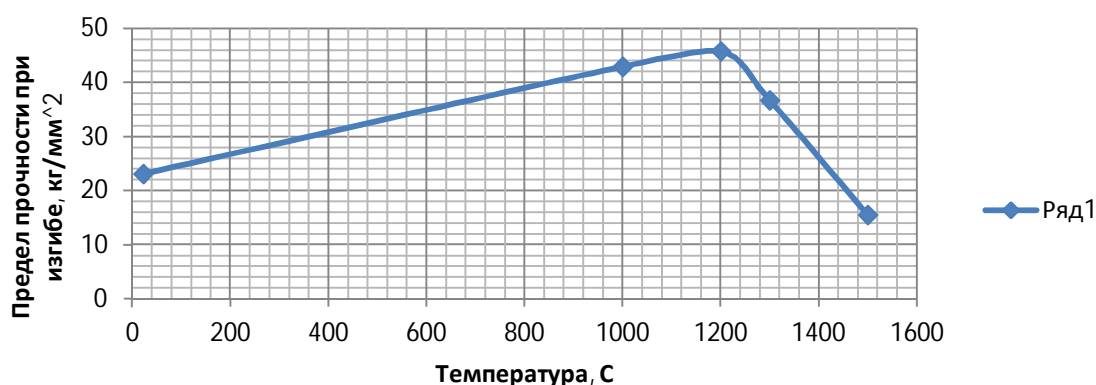


Рис. 1. График изменения прочности материала алмаз/SiC в зависимости от температуры

При разработке соплового аппарата (СА) из керамического композиционного материала (ККМ) алмаз/SiC необходимо учитывать хрупкость и высокий модуль упругости материала, влияющие, прежде всего, на размерность элементов СА, которые должны выпускаться с учётом масштабного фактора. В основном производители выполняют составную, а не монолитную конструкцию СА, учитывая технологические, конструктивные факторы и, прежде всего, напряжённо-деформированное состояние конструкции.

Для создания составной конструкции СА из ККМ необходимы высокая

точность изготовления элементов и тщательная сборка.

В ЦИАМ применительно к малоразмерному газотурбинному двигателю (МГТД) ранее была разработана неметаллическая конструкция СА из материала алмаз/SiC (рис. 2), состоящая из 19 верхних и 19 нижних полок и 19 полых лопаток (рис. 2, А). Элементы СА собираются на специальной оснастке, и в результате технологической сборки и склейки изготавливается СА (рис. 2, Б), который повторяет аэродинамику металлического прототипа и подготовлен к монтажу для испытаний в составе двигателя [2].

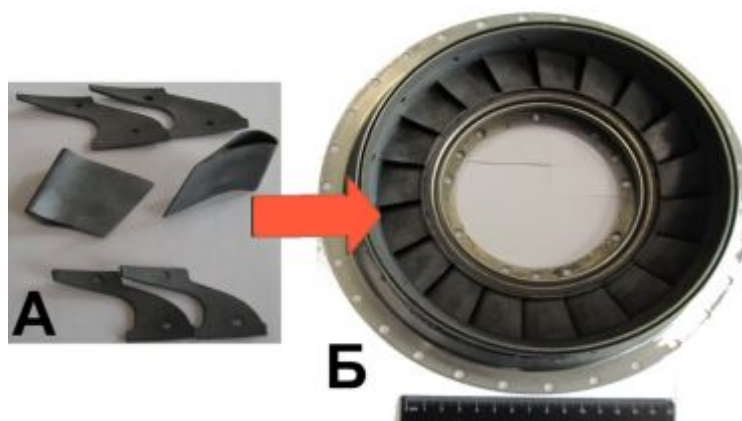


Рис. 2. Разработанный и изготовленный СА исходной конструкции из ККМ

Для снижения трудностей, связанных со сборкой при появлении зазоров между лопатками и полками, а также необходимостью применения высокотемпературного клея, была разработана конструкция модифицированного СА, имеющего монолитные сегменты с пол-

ками и лопатками (рис. 3) и монолитные сегменты с полками и двумя и более лопатками (рис. 4). Уменьшение количества элементов конструкции и стыкуемых поверхностей способствует повышению качества изделия.

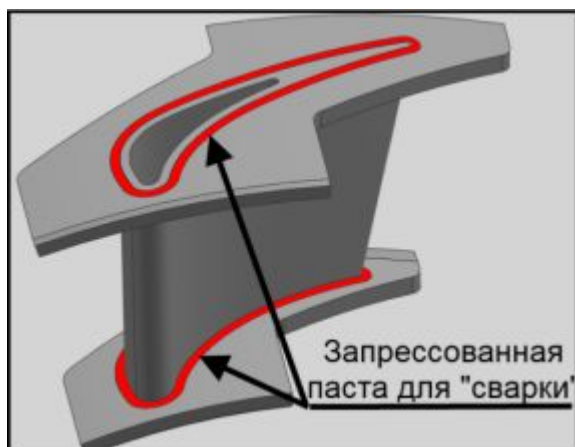


Рис. 3. Разработанный и изготовленный сегмент СА модифицированной конструкции

Ключевой инновационной технологией выполненного проекта СА модифицированной конструкции стала диффузионная сварка (спекание) полок и лопатки, позволяющая изготовить сегмент СА. Полки выполняются с припуском, в который при изготовлении сегмента СА на специальной технологической оснастке запрессовывается паста для спайки. После высокотемпературной обработки полки с лопаткой образуют неразъёмное соединение с прочностными свойствами шва,

сопоставимыми с прочностью основного материала. Применение данной технологии позволяет разрабатывать сегменты СА с двумя и большим числом лопаток в одном сегменте. На рис. 4 приведён опытный СА для перспективного вертолётного двигателя с сегментом из трёх лопаток. Опытный СА из ККМ изготовлен в размерности вертолётного двигателя и подготовлен к предварительным испытаниям на двигательном стенде.

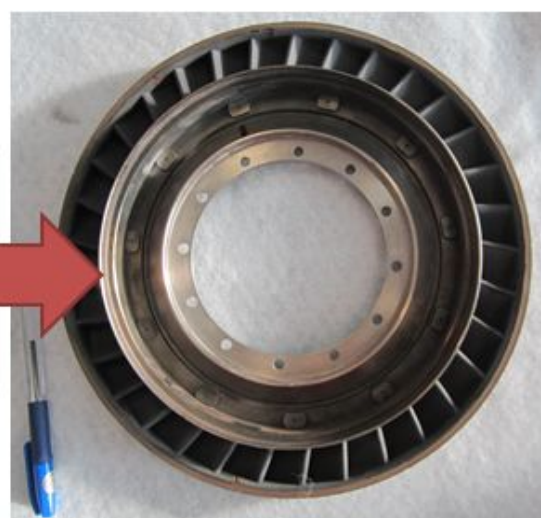


Рис.4. Опытный СА из ККМ с сегментами из трёх лопаток

Одной из ключевых проблем является соединение сегментов СА из ККМ с низким ТКЛР и ответных металлических деталей с высоким ТКЛР. Соединение сегментов в основном осуществляют через упругие элементы в виде упругих колец, пружин, скоб, особых конических поверхностей, при помощи крепления типа «ласточкин» хвост и т.д. В ЦИАМ разработана и реализована схема крепления сегментов СА через демпфирующую прослойку из высокотемпературного податливого материала между керамикой и металлом, позволяющая компенсировать тепловое расширение металла.

Высокие характеристики теплопроводности позволяют обеспечить в элементах спроектированного СА низкий уровень температурных напряжений, что необходимо для обеспечения его долговечности. По сравнению с металлическим аналогом масса снижена на 35% и отсутствует необходимость в охлаждении СА.

В ЦИАМ проведены экспериментальные исследования сегмента СА с диффузионной сваркой трёх лопаток и полок на неравномерный локальный высокотемпературный нагрев газом до температуры 1250°C (рис. 5). Цель испытания – подтверждение высокой жаростойкости материала алмаз/SiC, а также проверка прочности соединения полок и лопатки в местах «сварки» при высокотемпературных воздействиях.

Для контроля температуры на входную кромку центральной лопатки была наклеена термопара, которая замеряла температуру газа. В испытаниях для установления распределения температуры по поверхности сегмента СА была использована многопереходная термокраска. Термокраска меняет свой цвет при воздействии температуры и позволяет оценить уровни температур за счёт градиента цветов. Эта краска имеет 17 цветовых переходов в диапазоне температур от 146 до 1277°C.

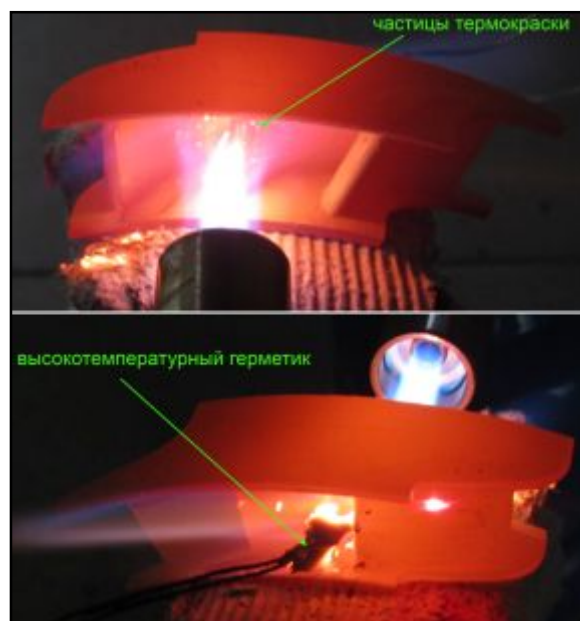


Рис. 5. Нагрев сегмента СА с тремя лопатками из алмаз/SiC

Также для определения температуры спинки лопатки использован пирометр TemPro 2200 с максимальной температурой измерения 2200°C с погрешностью измерения $\pm 1,5\%$.

Испытания проводились в два этапа.

Первый этап – нагрев газа до 1000...1100°C, выдержка 15 мин.

Второй этап – максимальный нагрев газа до 1250 °C, выдержка 15 мин.

На рис. 6 видно, что требуемые уровни температуры как на первом, так и на втором этапах нагрева в испытаниях были реализованы.

На первом этапе максимальная температура газа составляла 1140°C, средняя температура около 1110°C. Время испытаний 900 с. Максимальная температура на спинке лопатки определялась по показаниям пирометра. Она находится на уровне 600°C. Свечение сегмента лопатки слабое. Материал конструкции имеет высокую теплопроводность и отдачу тепла в атмосферу, в результате на первом этапе материал прогрелся до 600°C.

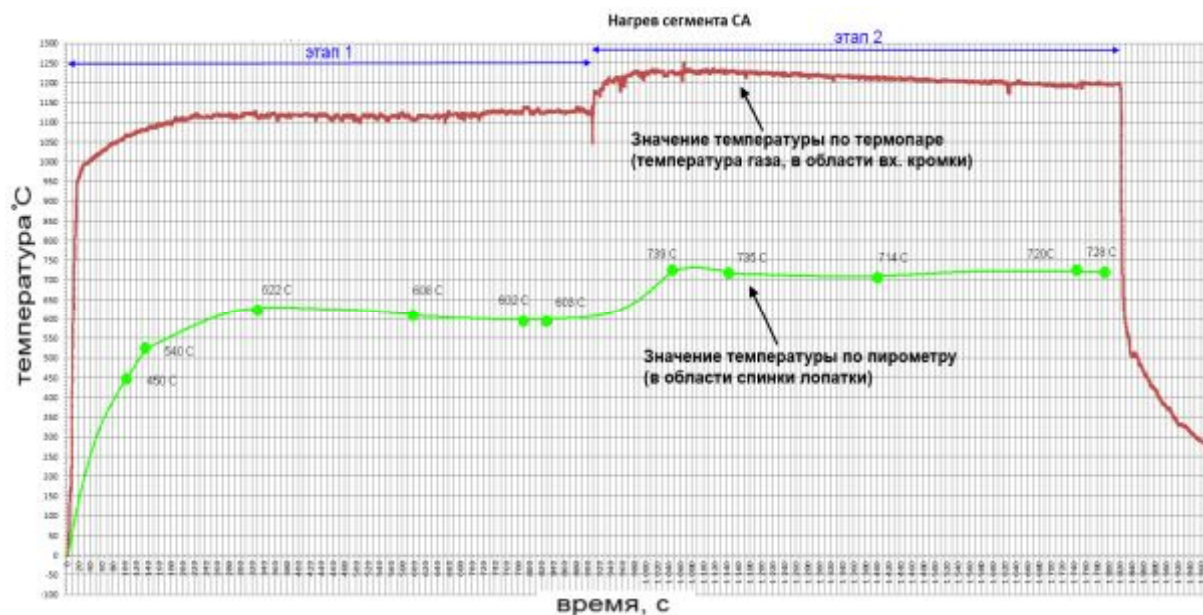


Рис. 6. Испытания сегмента СА

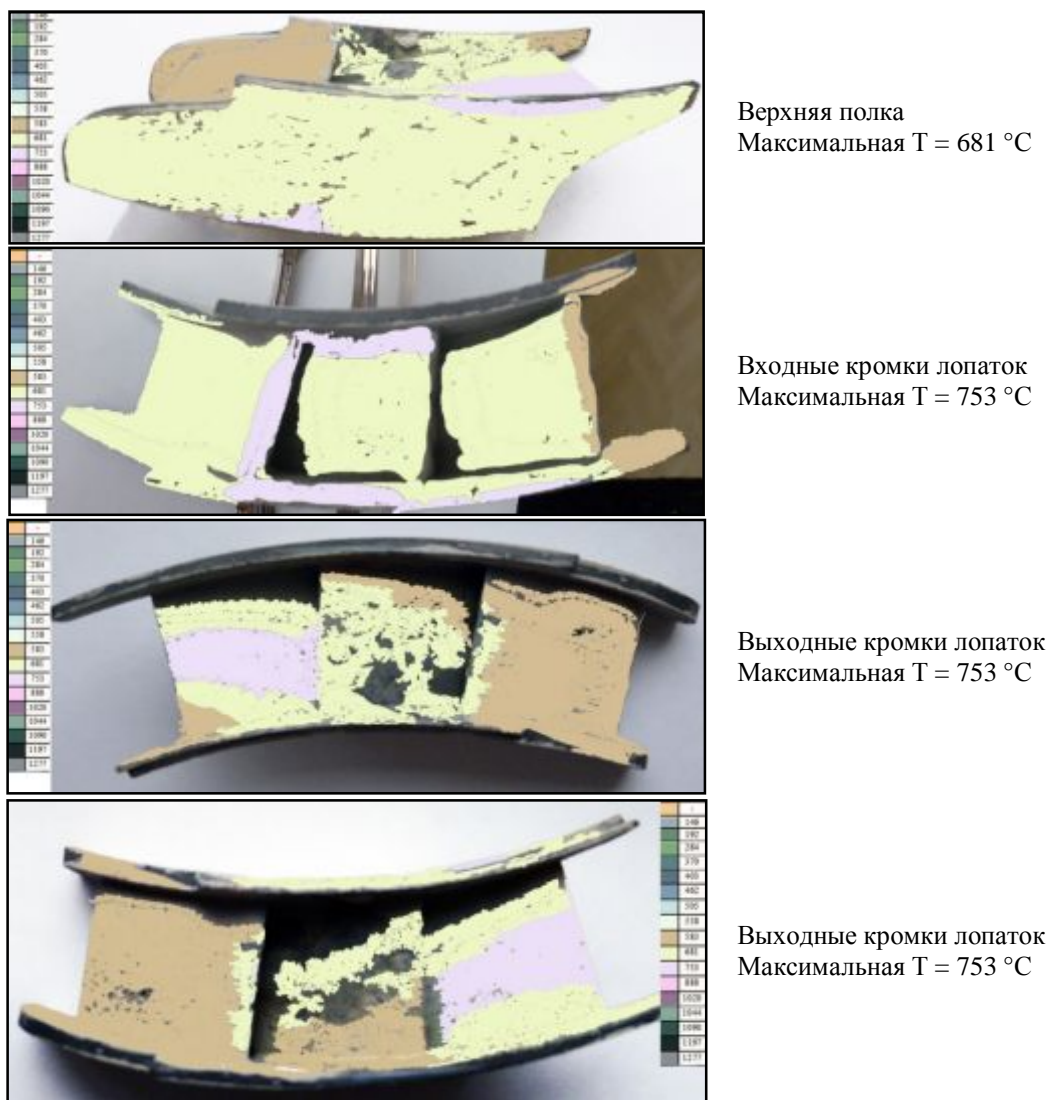


Рис. 7. Расшифровка термокраски после нагрева сегмента СА

На втором этапе максимальная температура газа составляла 1250°C, средняя – 1200°. Время испытаний 900 с. Максимальная температура спинки лопатки, куда направляли основной поток газа, по показаниям пирометра составляет 739°C. Свечение сегмента лопатки среднее. Расход газа на втором этапе максимален. На рис. 5 видно, как языки пламени чётко поворачиваются на угол закрутки лопатки СА.

При проведении испытания сегмента СА на втором этапе можно видеть постепенное снижение температуры, что явилось следствием повышенного расхода газа и падения давления в баллоне. Необходимо сказать, что испытания проводились в помещении на открытом воздухе, температура окружающей среды составляла 12°C.

В результате расшифровки показаний термокраски (рис. 7) видно, что входная кромка лопатки, куда был направлен газовый поток, прогрелась до максимальной температуры 754°C, однако нижняя полка сегмента СА имеет максимальное значение температуры 888°C. Это связано с тем, что сегмент устанавливался на металлический постамент, обложенный асбестовой тканью и матом, где был минимальный теплообмен испытуемого материала с атмосферой. Как известно, теплопроводность асбестового материала составляет 0,05...0,07 Вт/м·К. Низкий теплообмен в этой области привёл к тому, что нижняя полка прогрелась до максимально возможной в этих условиях температуры.

В результате испытаний высокотемпературным нагревом сегмента СА из трёх лопаток с полками из материала алмаз/SiC при температуре газа до 1250°C и выдержке 30 мин. Видимых изменений не обнаружено. В сегменте отсутствуют трещины, конструкция сохранила свой начальный вид, что говорит о достаточной теплостойкости материала. Материал прогрелся до температуры 888°C, исходя из расшифровок термокраски.

Жаровая труба из керамического материала C/SiC

Для разработки неметаллической жаровой трубы (ЖТ) в ЦИАМ выполнены:

- проектирование деталей из керамических композиционных материалов (ККМ);
- разработка опытной технологии изготовления заготовки ЖТ перед высокотемпературной термообработкой;
- высокотемпературные испытания конструкции ЖТ из ККМ.

Разработанный в ВИАМ композиционный материал из керамообразующих полимеров и углеродных волокон (C_f – SiC – Si₃N₄ – SiO₂) сочетает низкую плотность с высокой механической прочностью, термостойкость, возможность получения изделий крупных габаритов сложной формы. Он может работать в среде горения топлива и изготавливается из отечественного сырья. Рабочая температура материала составляет до 1250...1350°C без охлаждения, удельный вес 2,5...2,7 г/см³, что позволяет снизить массу ЖТ и других элементов МГТД.

Накопленный совместный (ЦИАМ и ВИАМ) опыт изготовления лабораторных образцов и экспериментальных изделий из ККМ и полученные результаты позволяют разработать и изготовить ЖТ из материала C_f – SiC – Si₃N₄ – SiO₂.

В конструкции ЖТ из ККМ сохранены все имевшиеся на металлическом прототипе отверстия на внутренней и наружной обечайке для подвода воздуха в зону горения и аэродинамический профиль. Материал ЖТ не требует охлаждения при рабочей температуре до 1300°C, поэтому в конструкции отсутствуют листовые козырьки и пояса отверстий для подвода охлаждающего воздуха. Таким образом, с отсутствием отверстий и элементов заметно упрощается конструкция ЖТ из ККМ и уменьшается количество технологических операций, однако по технологическим и прочностным пара-

метрам толщина стенки ЖТ увеличена с 1 до 3 мм.

Конструкция ЖТ состоит из следующих элементов:

- фронтальной части (рис.8, а);
- наружной обечайки (рис.8, б);
- внутренней обечайки (рис. 8, в)

Каждый элемент изготавливался на отдельной технологической оснастке ме-

тодом выкладки пропитанной ткани и жгута из углеродного волокна. После сборки заготовка ЖТ подвергалась в ВИАМ высокотемпературной переработке, после которой заготовка ЖТ из углепластика керамообразовалась в материал Cf – SiC – Si₃N₄ – SiO₂, после этого на поверхность наносилось защитное покрытие (рис. 8, г).



Рис. 8. Элементы составной конструкции ЖТ из ККМ

Экспериментальные исследования проведены на базе НИЦ ЦИАМ на стенде Ц16ВК. На рис. 9 приведена схема испытаний ЖТ с температурой газа до 1900°С на открытом воздухе при сгорании кислорода и метана. Для контроля температуры

на ЖТ были наклеены термопары и нанесена термокраска, работающая в интервале температур 1116...1550°С с 12 цветовыми переходами.

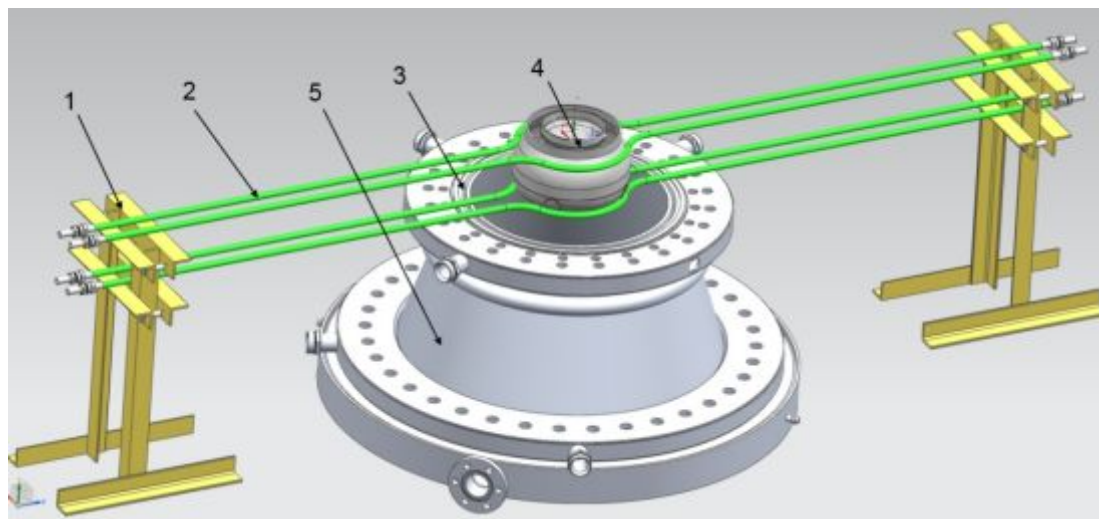


Рис. 9. Схема испытаний ЖТ:

- 1 – стойки; 2 – охлаждающие трубки для крепления ЖТ; 3 – сопло горелки; 4 – экспериментальный объект; 5 – горелка

Во время испытаний не превышали рабочую температуру материала, равную 1300°С. Контроль температуры проводили по термопаре №2, которая находилась

снаружи фронтальной части ЖТ. В табл. 1 приведены данные о циклировании ЖТ на стенде Ц16ВК. На рис. 10 приведена ЖТ в ходе (А) и после испытаний (Б).

Таблица 1. Ход испытаний жаровой трубы

№ п/п	Время на режиме, мин.	$T_{ст}$ (термопара хромель-алюмелевая), °С
1	3	~1300
	3	~900
	3	~1300
	3	~900
	3	~1300
	3	~900
Остановка. Визуальный осмотр ЖТ. Начало второго этапа испытаний		
2	3	>1300
	3	~900



Рис.10. Жаровая труба из ККМ в ходе испытаний (А) и после (Б)

Испытания проводились на циклических режимах. Время испытания 60 минут с процессом запуска, прогрева, работы, продувки и первичного охлаждения. График изменения температуры по термопарам представлен на рис. 11.

По графику испытаний видно, что термопара №2, находившаяся снаружи, на 250-й с испытаний вышла из строя, также можно увидеть разницу в 180°С по температурам снаружи и внутри ЖТ, проанализировав термопару №4, которая находилась внутри ЖТ. После первого этапа испытаний произвели визуальный контроль ЖТ и убедились в отсутствии видимых разрушений и сильных отслоений покрытий.

После контроля испытания продолжили с увеличенными параметрами расхода кислорода и метана, при которых была достигнута максимально возможная температура газа на стенде Ц16ВК. Вто-

ричный визуальный осмотр показал, что конструкция жаровой трубы из керамического КМ не повредилась, за исключением частичного уноса нанесённой термокраски.

Компьютерная расшифровка показаний термокраски после испытаний представлена на рис. 12. На входе и выходе жаровая труба прогрелась по показаниям термокраски от 780 до 1150°С, что связано с неравномерным прилеганием жаровой трубы к охлаждаемым трубкам, и, как следствие, с неравномерным нагревом. По центру жаровая труба из керамического КМ прогрелась также неравномерно: от 1300 до 1550°С. Это объясняется тем, что испытания проводились не в продувочном канале, а на факеле открытого пламени, что не позволило обеспечить равномерность температурного поля вокруг жаровой трубы.

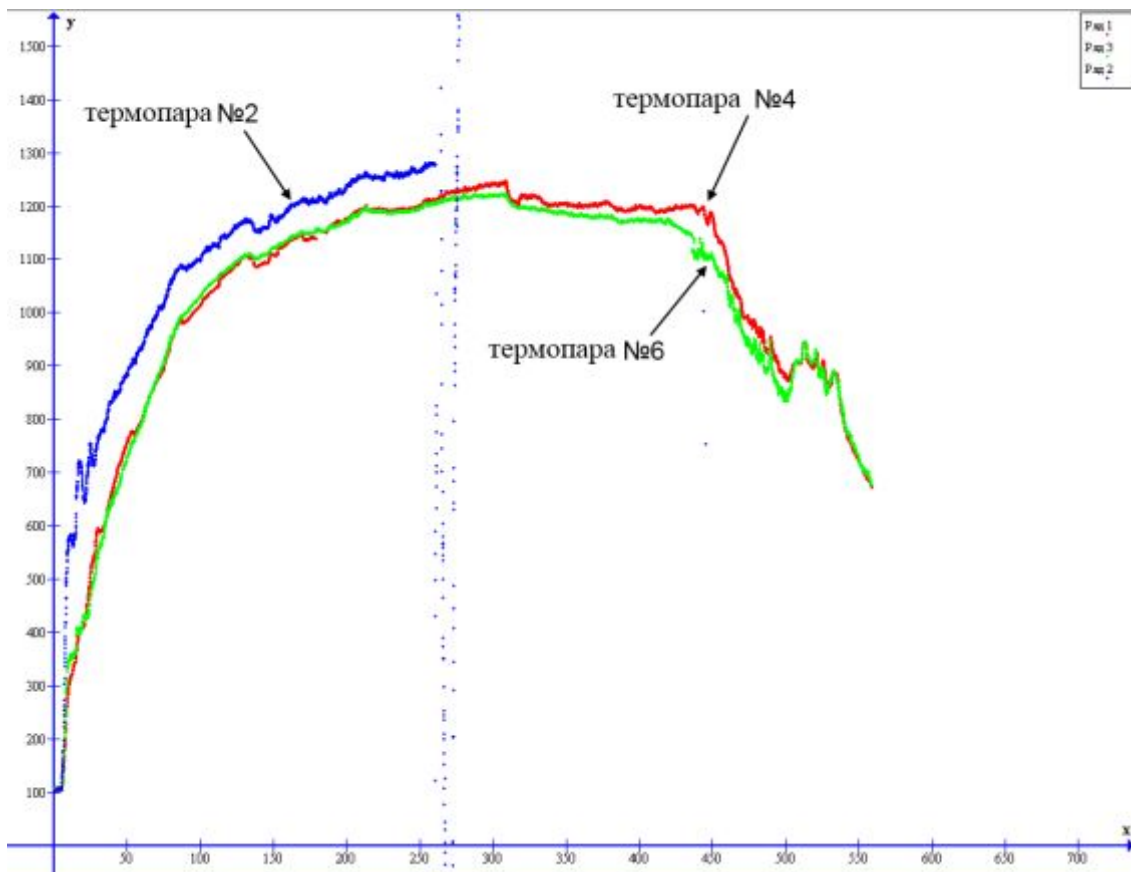


Рис. 11. График распределения температуры по двум термопарам в ходе первого этапа испытаний: y – температура, x – время, с

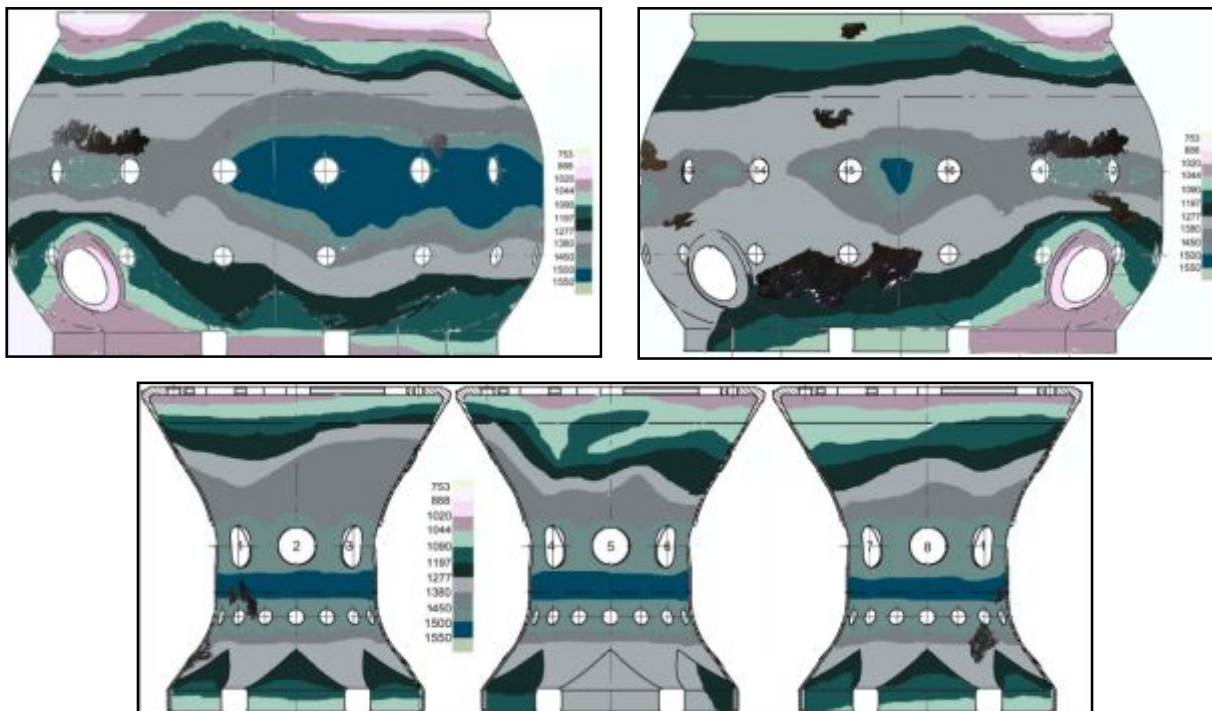


Рис. 12. Расшифровка по термокраске

В результате испытаний жаровой трубы из материала C/SiC и высокотемпературного покрытия можно сделать следующие выводы:

1) градиенты температур по толщине стенке жаровой трубы в испытаниях достигали 180°C;

2) на первом этапе циклических испытаний с максимальной температурой газа 1300°C повреждений, сколов и видимых трещин нет;

3) при циклических испытаниях на втором этапе при максимальной температуре газа материал прогрелся до 1550°C, повреждений нет, за исключением хаотичных отслоений покрытия, что свидетельствует о целесообразности продолжения исследований.

Выводы

В результате проведённых технологических и экспериментальных исследований демонстрируются:

- повышенная теплостойкость разработанных конструкций СА и ЖТ из выработанных неметаллических материалов;

- опытная технология изготовления СА из дисперсно-упрочнённого алмазными частицами карбида кремния и ЖТ из армированного углеродными волокнами керамического композиционного материала на основе керамообразующего полимера.

На следующем этапе необходимо проведение дополнительных экспериментальных исследований разработанных конструкций СА и ЖТ.

Полученные результаты работы будут использованы в дальнейших работах по созданию неметаллических деталей камеры сгорания и турбины перспективных вспомогательных силовых установок, МГТД и вертолётных двигателей.

Библиографический список

1. Kameda T., Itoh Y. Fabrication and Mechanical Properties of Reaction Sintered Silicon Carbide Matrix Composite // Key Engineering Materials. 1999. V. 164-165. P. 95-98.

doi.org/10.4028/www.scientific.net/kem.164-165.95

2. Мезенцев М.А., Каримбаев Т.Д., Гордеев С.К. Технология изготовления

соплового аппарата из дисперсно-упрочнённого композиционного материала // Материалы Всероссийской научно-технической конференции молодых учёных и специалистов «Новые решения и технологии в газотурбостроении». М.: ЦИАМ, 2010.

Информация об авторах

Каримбаев Тельман Джамалдинович, доктор технических наук, профессор, начальник отдела, Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, г. Москва. E-mail: karimbayev@ciam.ru. Область научных интересов: конструкционная прочность керамических и композиционных материалов.

Мезенцев Михаил Александрович, инженер первой категории, Центральный институт авиационного моторостроения

имени П.И. Баранова, г. Москва. E-mail: mma@ciam.ru. Область научных интересов: конструкционная прочность керамических и композиционных материалов.

Ежов Алексей Юрьевич, ведущий инженер, Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, г. Москва. E-mail: mma@ciam.ru. Область научных интересов: конструкционная прочность керамических и композиционных материалов.

ENGINEERING DESIGN AND EXPERIMENTAL RESEARCH OF NON-METALLIC PARTS AND COMPONENTS OF THE HOT SECTION OF THE ADVANCED GAS TURBINE ENGINE

© 2015 T. D. Karimbayev, M. A. Mezentsev, A. J. Ezhov

Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov, Moscow, Russian Federation

Technological and experimental research in support of creation of a high-temperature turbine nozzle unit made of diamond dust dispersion-hardened silicon carbide and the flame tube of a high-temperature combustion chamber made of carbon-fiber-reinforced-ray of ceramic composite material based on a ceramic polymer has been conducted.

The studies demonstrated:

- technological capability of creating a composite structure of the nozzle made of super-hard diamond dust dispersion-hardened silicon carbide compatible with the mating metal turbine units;
- the results of testing the non-cooled flame tube made of carbon-fiber reinforced ceramic composite material based on a ceramic polymer.

The results will be used in the design, manufacture and tests of non-metallic components of combustion chambers and turbines of auxiliary power units, small-sized gas turbine engines and helicopter engines.

Nozzle diaphragm, flame tube, technology, tests, ceramic composite material.

References

1. Kameda T., Itoh Y. Fabrication and Mechanical Properties of Reaction Sintered Silicon Carbide Matrix Composite. *Key Engineering Materials*. 1999. V. 164-165. P. 95-98. doi.org/10.4028/www.scientific.net/kem.164-165.95
2. Karimbayev T.D., Gordeev S.K., Mezentsev M.A. Technology of manufacture nozzle block from disperse-strengthened composite material. *All-Russian Scientific and Technical Conference Young Scientists and Specialists «New Decision and Technology in Gas-Turbine Structure»*. Moscow: CIAM Publ., 2010. (In Russ.)

About the authors

Karymbayev Telman Djamaldinovich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of Department, Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov, Moscow, Russian Federation. E-mail: bahit@ciam.ru. Area of Research: structural strength of ceramic and composite materials.

Mezentsev Mikhail Alexandrovich, first-rank engineer, Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov,

Moscow, Russian Federation. E-mail: mma@ciam.ru. Area of Research: structural strength of ceramic and composite materials.

Ezhov Aleksey Jurievich, Senior Engineer, Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov, Moscow, Russian Federation. E-mail: mma@ciam.ru. Area of Research: structural strength of ceramic and composite materials.