

УДК 620:621.763

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕРМОСТОЙКОСТИ УГЛЕРОДНЫХ КОМПОЗИТОВ НА АВИАПРЕДПРИЯТИЯХ ДЛЯ ИХ БЕЗОПАСНОГО И ЭФФЕКТИВНОГО ПРИМЕНЕНИЯ В ТЕПЛОНАПРЯЖЁННЫХ КОНСТРУКЦИЯХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

А.В. КОПЫЛОВ, Б.В. ЗУБКОВ

В статье рассмотрены актуальные проблемы по разработке, внедрению на предприятия авиационной промышленности экспериментальной установки и методики испытаний по определению термостойкости композитов на основе углеродных материалов (углеродные волокна, матрица), являющихся основным конструкционным материалом теплонапряжённых узлов авиационных двигателей нового поколения, предложены пути решения этих проблем.

Ключевые слова: авиационная техника «нового поколения», композиционные материалы, углерод-углеродные и углерод-керамические композиционные материалы, термостойкость, испытательное оборудование.

Введение

Широкие перспективы использования высокотемпературных углеродных композиционных материалов (КМ) в машиностроении, таких как углерод-углеродные и углерод-керамические композиционные материалы (УУКМ, УККМ), предопределяет их применение в качестве основного конструкционного материала в авиационной технике «нового поколения» - газотурбинные двигатели (ГТД) ПС-90А (вентилятор, сопло, лопатки турбокомпрессора) (рис. 1, 2) [1], CFM-56, устанавливаемые к воздушным судам (ВС) Ил-96-300, Ил-96-400, Ту-204-100, Ту-204-300, В-737, А-320. Это связано с их уникальными физико-механическими свойствами (рис. 3), обеспечивающими их преимущество по сравнению с традиционными материалами – металлы, металлические сплавы. Однако они весьма неустойчивы к воздействию активных газовых сред, в частности кислорода воздуха, при высоких температурах, так как происходит значительное снижение прочностных и упругих характеристик матричных материалов, являющихся основным компонентом композиционных материалов (КМ), также снижается прочность их соединений со многими типами волокон, т.е. на границе фаз (матрица-волокно). Поэтому решение проблемы их жаростойкой защиты в виде антиокислительных покрытий (рис. 2), являющиеся функционально-градиентными материалами, снимает главное препятствие к их широкому использованию в технике высоких температур. Но такие основные факторы, как неприемлемость для углеродных композитов методов испытаний, отработанных на металлах, высокая стоимость существующих отечественных углеродных композитов с покрытиями, их низкое качество, большой разброс физико-механических, физико-химических свойств (рис. 3) ввиду анизотропии свойств КМ (неодинаковости свойств по характерным направлениям армировки каркаса) по различным направлениям, недостаточное пополнение базы данных о термоциклической повреждаемости изделий из КМ, предъявляют новые требования к разработке новой методики и экспериментальной установки по определению термостойкости КМ на этапах их разработки и создания, в которой воспроизводятся натурные условия нагрева, соответствующие нагреву на эксплуатационных режимах запуска, малого газа, взлёта ГТД нового поколения.

Цель настоящего исследования: определение высокотемпературной совместимости составляющих КМ и защитных антиокислительных покрытий (образование трещин, расслоения, сколы, химическое взаимодействие и т.п.) путём проведения на экспериментальной установке вы-

сокотемпературных термоциклических испытаний модельных образцов из КМ, применяемых в изготовлении теплонпряжённых конструкций ГТД нового поколения.

Испытание - экспериментальное определение количественных и (или) качественных характеристик свойств объекта испытаний как результата воздействия на него при его функционировании, при моделировании объекта и (или) воздействий [2].



Рис. 1. Применение композитов в конструкции двигателей семейства ПС-90 А, изготовитель ОАО «Авиадвигатель», г. Пермь

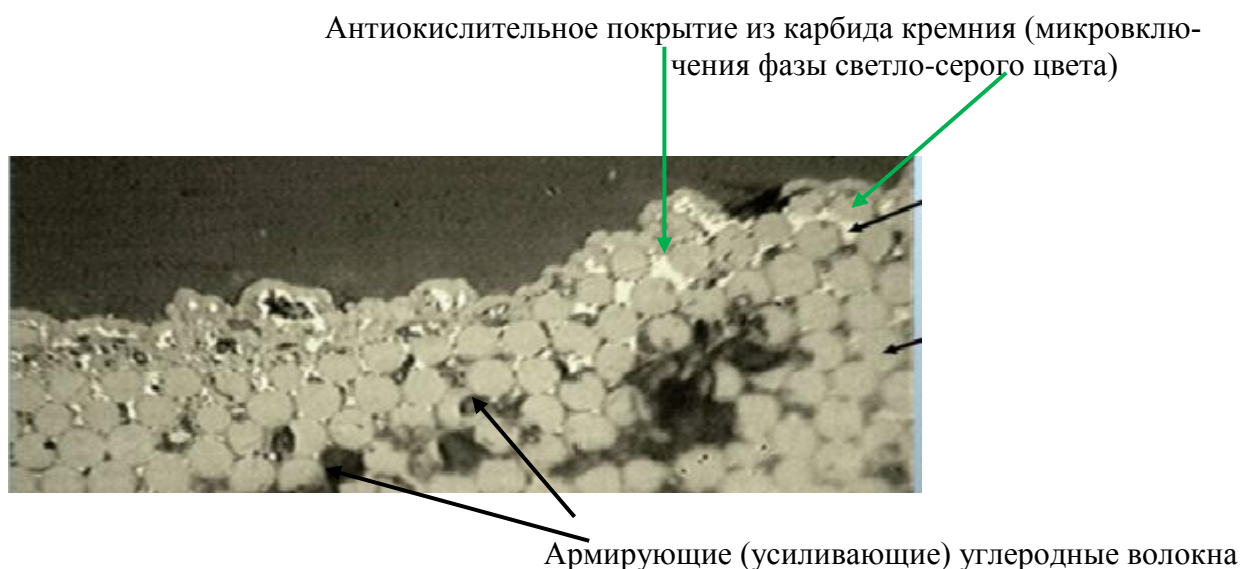


Рис. 2. Технология производства углерод-углеродных КМ с антиокислительными покрытиями для камеры сгорания авиационного двигателя ПС-90А: термохимическое силицирование, позволяющее распределить термостойкий компонент (покрытие) - SiC (карбид кремния) равномерно по всему объёму, обеспечивая термо- и антиокислительную защиту армирующих волокон



Рис. 3. Сравнение удельной прочности (σ/ρ), модуля упругости (E/ρ) углеродных КМ как зарубежного, так и отечественного производства с традиционными конструкционными материалами (Ti, Al, металлические сплавы)

Под термостойкостью (термическая стойкость) материала будем понимать способность хрупких материалов (огнеупорные материалы, неметаллические КМ) противостоять, не разрушаясь, сохраняя механическую прочность, термическим напряжениям, обусловленным изменениям температуры при нагреве и охлаждении [3]. Также термостойкость – способность изделия выдерживать, не разрушаясь, термический удар, возникающий в результате резкой смены температур – теплосмен (количество циклов нагрева и охлаждения). Обычно термостойкость измеряют в количествах теплосмен, которые образец способен выдержать, потеряв не более 20% своей массы или до появления трещин термической усталости, частичного или полного разрушения [3].

Повышенные температуры и нагрузки на максимальных режимах ГТД приводят к возрастанию числа отказов при увеличении наработки на этих режимах. Об этом свидетельствует уравнение регрессии [4]

$$\bar{t}_{\Sigma} = a_0 \cdot t_{\Sigma}^{0,248} \cdot t_n^{0,098} \cdot r^{-0,379}, \quad (1)$$

полученное в результате обработки данных о суммарных отказах совокупности нескольких типов ГТД пассажирских самолётов, где \bar{t}_{Σ} – средняя наработка на отказ, ч; a_0 – коэффициент ($a_0 > 0$); t_{Σ} – суммарная наработка парка двигателей с начала эксплуатации, ч; t_n – продолжительность полёта, ч; r – доля использованных максимальных режимов, %.

Механическую прочность σ композита с покрытием, применяющийся в конструкции ГТД, определяют ряд факторов:

$$\sigma = f(T, \tau; N; T_{\max}; \sigma_T; \alpha_{осн}; \alpha_n), \quad (2)$$

где $T(\tau)$ – температурно-временной фактор: T – температура нагрева композита, τ – время теплового воздействия (экстремально быстрый нагрев, кинетика теплового косвенного нагрева (темп косвенного нагрева)); N – количество термоциклов; T_{\max} – максимальная температура нагрева поверхности изделия из КМ; $\sigma_T(\alpha_{осн}; \alpha_n)$ – величина термических напряжений в защитном покрытии, зависящая от $\alpha_{осн}$, α_n – коэффициенты линейного термического расширения (КТТР) основы и покрытия.

Требования к обеспечению высокой стойкости КМ с защитными покрытиями к теплосменам заключаются в том, чтобы коэффициенты линейного термического расширения основы и покрытия должны быть близки и не должны отличаться более чем на $1 \cdot 10^{-6}$ град⁻¹, а прочность сцепления покрытия с основой должна быть максимально высокой

$$\alpha_{осн} - \alpha_{п} \leq 1 \cdot 10^{-6}. \quad (3)$$

Величина термических напряжений в покрытии зависит от формы изделий (например, камера сгорания – цилиндрическая оболочка, сопло – коническая оболочка), а также от различия КЛТР, модулей упругости и толщин контактируемых материалов и определяется из выражения

$$\sigma_T = \frac{E_n E_{осн} \Delta T (\alpha_{осн} - \alpha_n)}{E_{осн} + 2E_n \delta_n / \delta_{осн}} \quad (4)$$

где δ_T – величина термических напряжений модельного образца в виде пластины при разности температур ΔT получения $T_{пол}$, которая известна из технологической схемы изготовления композитов, и испытания $T_{исп}$; $E_n, E_{осн}$ – модули упругости покрытия и основы; $\alpha_n, \alpha_{осн}$ – КЛТР покрытия и основы; $\delta_n, \delta_{осн}$ – толщины покрытия и основы.

При $E_n \approx E_{осн}$ и малой $\delta_n / \delta_{осн} < 1$: $\delta_T \approx E_n \Delta T (\alpha_{осн} - \alpha_n)$. (5)

Сопоставление характеристик углеродных КМ, полученных в процессе эксперимента, с характеристиками, заявленными разработчиком-производителем, можно производить по алгоритму рис. 4 [1].

Опытные модельные образцы из КМ (рис. 5а) представляют собой цилиндрические столбики диаметром 10 мм и длиной 40 мм или пластины толщиной 3,5÷4,5 мм, шириной 10 мм и длиной 40 мм или 60 мм со сквозным отверстием 1,5 мм под крепление. Размеры и форма модельных образцов выбирались из следующих условий: форма натурального изделия ГТД (образец в виде цилиндра рис. 5б, если камера сгорания (цилиндрическая оболочка), образец в виде пластины рис. 5в, если сопло (коническая оболочка)); обеспечение возможности изготовить из них представительный шлиф поперечного сечения после термоциклирования для анализа состава и структуры КМ; косвенный нагрев образца в изотермической зоне нагревателя; возможность воспроизведения спектра теплосиловых нагрузок, воздействующих на натурные изделия из композита в процессе эксплуатации ГТД.

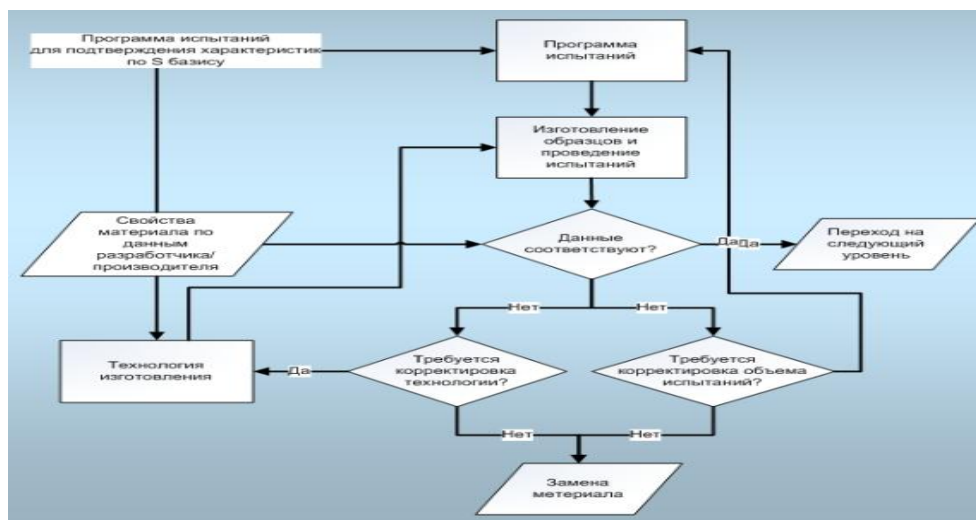


Рис. 4. Схема проверки соответствия материала заявленным свойствам [1]

Для экспериментального определения высокотемпературной термостойкости КМ и КМ с покрытием в отделении № 2 ФГУП "Центр Келдыша" была создана экспериментальная установка 2У-76 (рис. 6, 7). Нагрев испытуемых модельных образцов (рис. 5, 7 поз. 32) на установке 2У-76 осуществляется за счет воздействия радиационного теплового потока с внутренней цилиндрической поверхности трубчатого нагревателя из углерод-углеродного КМ (рис. 6, 7 поз. 15), габариты которого выбраны из условия обеспечения протяжённой изотермической зоны вдоль его оси для равномерного нагрева образцов. Испытания проведены в нейтральной среде (ге-

лий). Модельные образцы из КМ подвешивались на углеродной нити или проволоке из тугоплавкого материала, закрепляемой на верхней крышке нагревателя так, чтобы они находились в осевой области нагревателя внутри его изотермической зоны. Режимы испытаний должны обеспечивать адекватный перенос результатов испытаний модельных образцов из КМ на полномасштабные модели изделий, натурные изделия.

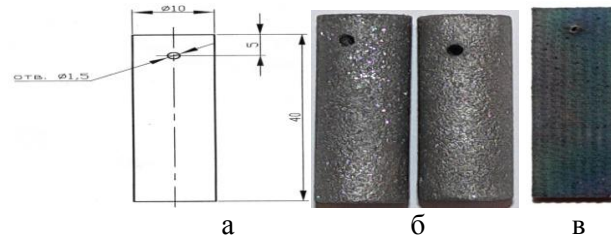


Рис. 5. Модельные образцы, используемые в термоциклических испытаниях:
а - геометрические размеры; б - цилиндрические образцы; в - образцы в форме пластины

Температура нагрева образца (рис. 5, 7 поз. 32) регистрировалась в значениях термоэлектродвижущей силы (ТЭДС) в милливольты по показаниям вольфрам-рениевой термопары с выводом на ПЭВМ (рис. 7 поз. 33), где спай термопары был расположен у верхнего торца образца. Затем осуществлялся перевод милливольт [мВ] в градусы Цельсия [°С] с помощью специального программного обеспечения. При необходимости дополнительно температура поверхности модельного образца из КМ измеряется тепловизором или пирометром. Для этого в корпусе экспериментальной установки предусмотрены смотровые окна (рис. 6), а в защитных экранах из молибденовой фольги (рис. 6, 7 поз. 19, 20), окружающих нагреватель для обеспечения повышенных температур с помощью переизлучения теплового потока, и в нагревателе из УУКМ сделаны прорезы. Температура нагрева образца, темп нагрева, время выдержки при заданной температуре, темп снижения температуры регулируются с пульта изменением подводимой к нагревателю электрической мощности. Режимы испытаний должны обеспечивать адекватный перенос результатов испытаний модельных образцов из КМ на полномасштабные модели изделий, натурные изделия. Для бесконтактного метода измерения температуры тепловизором поверхности модельного образца в нагревателе из УУКМ, в экранах из молибденовой фольги сделаны прорезы, а в рабочей камере смотровое окно (рис. 6).



Нагреватель из УУКМ
с прорезью

Экраны из молибденовой фольги
с прорезью

Смотровое окно

Рис. 6. Установка 2У-76 (стадии сборки)

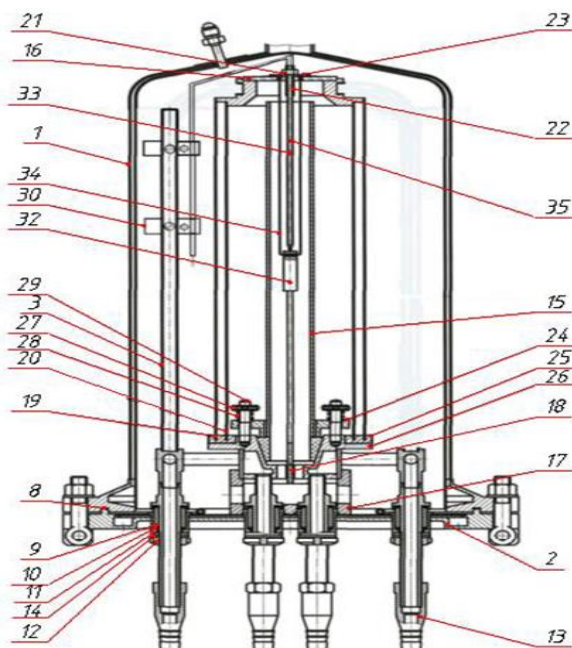


Рис. 7. Схема экспериментальной установки по определению термостойкости

Была осуществлена модернизация экспериментальной установки путём разработки и внедрения полезной модели [5] (рис. 8), относящейся к технике получения высоких температур в системах с резистивным нагревом, применяющейся в испытаниях высокотемпературных композиционных материалов и защитных покрытий на КМ, из которых изготавливаются теплонапряжённые конструкции АД нового поколения.

Высокий темп косвенного нагрева $40^{\circ}\text{C}/\text{с}$ при внедрении полезной модели показан на диаграмме зависимости температуры косвенного нагрева поверхности модельного образца от времени (рис. 9).

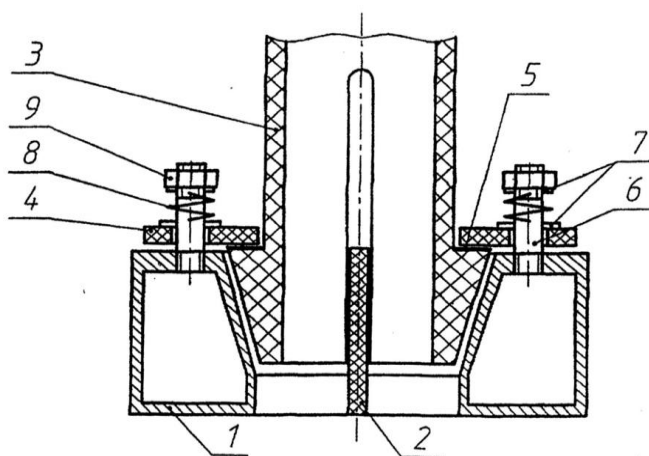


Рис. 8. Токоподвод к нагревателю из углерод-углеродных КМ для обеспечения высокого темпа косвенного нагрева и получения высоких экспериментальных температур:

1 – токоподводящая водоохлаждаемая труба, выполненная в виде двух полуколец; 2 – распорная электроизолирующая пластина; 3 – нагреватель из углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ); 4 – графитовые упоры; 5 – кольцевая площадка нагревателя. Поджимной механизм: 6 – шпилька; 7 – шайба; 8 – пружина; 9 – поджимаемая гайка к нагревателю для обеспечения высокого темпа нагрева и получения высоких экспериментальных температур

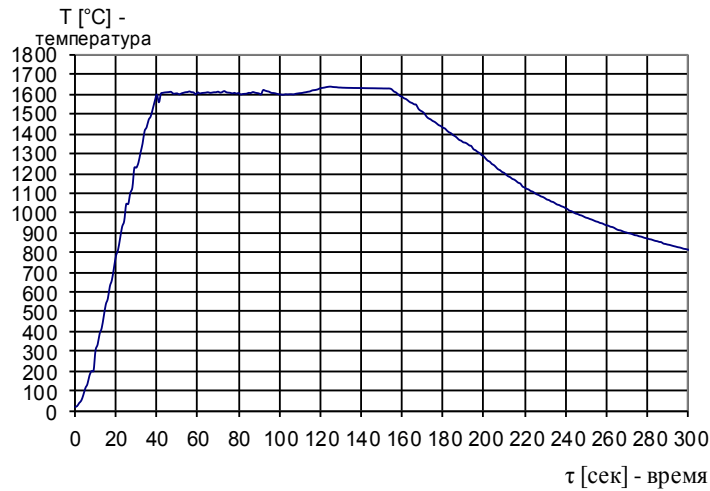


Рис. 9. Диаграмма $T(\tau)$ (T – температура нагрева; τ – время эксперимента), характеризующая режимы одного цикла теплового нагружения модельного образца и высокий темп нагрева $40^\circ\text{C}/\text{с}$ при внедрении полезной модели

Модельный образец, в котором были нарушены условия изготовления, не сохранивший целостность после одного цикла высокотемпературного термоциклического нагружения, показан на рис. 10.

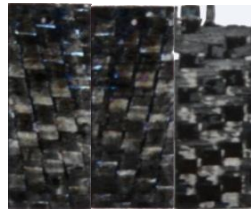


Рис. 10. Поверхность внутренних слоёв модельного образца (по плоскости расслоения) из слоистого КМ - керамокомпозит с покрытием из нитрид кремния $\text{C}/\text{Si}_3\text{N}_4$ (один цикл термического нагружения), не сохранивший целостность. Углеродный каркас из ткани «УТ-900». Толщина покрытия $\sim 5\% \text{ Si}_3\text{N}_4$. Температура получения $\sim 800^\circ\text{C}$

Таблица 1

Пример оформления протокола по высокотемпературным термоциклическим испытаниям на термостойкость образца-свидетеля из неметаллических КМ

№ опыта	Дата	Ток I, А	Напряжение U, В	Температура T, К	Длительность выдержки τ , с
1
N

Рабочая среда в камере – гелий (инертная среда), кислород, водород и др.

Давление рабочей среды p [МПа] и вакуум (низкий, средний), создаваемые в полости камеры, по показанию мановакуумметра.

Температура воды охлаждения по показаниям хромель-копелевых термопар: на входе в рабочую камеру – T_3 [°C], на выходе из электродов – T_2 , на выходе из рабочей камеры – T_1 [°C].

Масса образца до испытаний – $m_{\text{обр}}$ [г].

Масса образца после N испытаний – $m_{\text{обр}}$ [г].

Суммарная потеря массы образца m_Σ за N циклов нагружения.

После каждого испытания определяется вес образца, и его изменение во времени

$$\dot{m} = \frac{m_k - m_n}{S \cdot \Delta t}, \quad (6)$$

где m_n , m_k – начальная и конечная массы образца; Δt – время испытания на стационарном режиме; S – площадь поверхности образца.

Заключение

Результаты высокотемпературных термоциклических испытаний необходимы для решения задач:

- определения ресурса изделий из КМ по функции длительной прочности $\tau_i(\sigma_i, T_i)$, которая позволяет найти значение времени до разрушения элемента АД τ_i под действием напряжений σ_i при температуре T_i ;
- механики разрушения КМ и управления термоциклической повреждаемостью компози- тов в ГТД нового поколения: установление условий устойчивости трещин в упругих, упруго- пластических и вязкоупругих материалах, решение задач о распределении напряжений и де- формаций в окрестности трещин композита, проверка адгезионного (сцепляющего) взаимодей- ствия матрицы и волокна, являющихся основными компонентами КМ, определяющими уровень свойств границы раздела композита и сохранение их при эксплуатации;
- вывести характеристики трещиностойкости КМ при высоких температурах и термоцик- лическом нагружении.

ЛИТЕРАТУРА

1. Разработка технологии создания высоконагруженных деталей перспективных авиационных двигателей из композиционных материалов на полимерной, керамической, металлической матрицах. - Пермь: НТС ОАО «Авиадвигатель», 2009.
2. ГОСТ 16504-81. Система государственных испытаний продукции. Испытания и контроль качества про- дукции. Основные термины и определения. - Введ. 1982-01-01. - М.: Изд-во стандартов, 1982.
3. Машиностроительные материалы: краткий справочник / В.М. Раскатов, В.С. Чуенков, Н.Ф. Бессонова, Д.А. Вейс. - 3-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 1980.
4. Конструкция и прочность авиационных газотурбинных двигателей / Л.П. Лозицкий, Е.А. Коняев, В.П. Иванов, А.Н. Ветров, С.М. Дорошко и др. - М.: Воздушный транспорт, 1992.
5. Патент на полезную модель 94102 Российская Федерация. Токоподвод к нагревателю для высокотем- пературных электронагревательных установок / Баскаков В.Н., Копылов А.В., Семёнова А.Н. 2010.

DEFINITION OF COMPOSITE THERMAL STABILITY AT ENTERPRISES OF AVIATION INDUSTRY FOR THEIR SAFE AND EFFECTIVE APPLICATION IN HEAT-STRESSED UNITS OF NEW GEN AIRCRAFT ENGINES

Kopylov A.V., Zubkov B.V.

The article deals with topical issues of development, introduction to businesses of aviation industry the experimental setup and test methods to determine the thermal stability of composites based on carbon materials (carbon fiber, matrix), which are the main structural material of heat-stressed components of aircraft engines of new generation. The article de- scribes the ways of solving these problems.

Key words: «new generation» aviation technology, composites, carbon-carbon and carbon-ceramic composite mate- rials, temperature resistance, test equipment.

Сведения об авторах

Копылов Алексей Васильевич, 1981 г.р., окончил МГТУ ГА (2005), соискатель МГТУ ГА, сотрудник ОКБ ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля», автор 8 научных трудов, область научных интересов - без- опасность полетов, организация технического контроля качества продукции, системы контроля качества и сертификации продукции.

Зубков Борис Васильевич, 1940 г.р., окончил КИИГА (1966), действительный член Академии наук авиации и воздухоплавания, доктор технических наук, профессор кафедры безопасности полётов и жиз- недеятельности МГТУ ГА, автор более 140 научных работ, область научных интересов – вопросы обез- печения безопасности полётов и жизнедеятельности, авиационной безопасности.