DOI: 10.15593/2224-9982/2019.59.05

УДК 620.179.1

А.Н. Аношкин, Д.В. Головин, В.М. Осокин, Д.С. Аликин, Е.А. Мугизова

Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ТЕПЛОВОГО НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ КОМПОЗИТНЫХ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Представлены результаты численного моделирования процесса синхронной инфракрасной термографии для неразрушающего контроля конструктивно-подобного элемента корпуса авиационного двигателя. В качестве расчетного инструмента использовался программный комплекс Ansys 14.5. Для проведения расчета была разработана геометрическая модель, учитывающая многослойную структуру объекта исследования, а также описывающая структуру сотового заполнителя и пленочного клея в явном виде. В модели производился учет анизотропии показателя теплопроводности композитных материалов за счет создания локальных координатных систем слоев. Для определения параметров теплового контроля был произведен расчет нестационарной задачи теплопроводности методом конечных элементов. Задача рассматривалась в объемной постановке, помимо этого в модели учитывался конвективный и лучистый теплообмен объекта исследования с окружающей средой. Для оценки параметров выявления дефектов поверхность контроля подвергалась воздействию гармонических тепловых волн с заданной частотой, рассчитанной с учетом известной глубины залегания имитаторов дефектов. По результатам численного моделирования были получены изменения температурных полей на поверхности объекта исследования для различных расчетных случаев, что позволило оценить возможность выявления дефектов, а также определить время проявления дефектов при проведении неразрушающего контроля методом синхронной термографии. Полученные результаты расчетов представлены в виде термограмм с поверхности объекта контроля, а также в виде графиков изменения показателя дифференциального температурного сигнала. Разработанный подход к численному моделированию процесса теплового контроля позволяет осуществлять подбор рациональных режимов процедуры неразрушающего контроля.

Ключевые слова: полимерные композиционные материалы, сотовый заполнитель, авиационный двигатель, неразрушающий контроль, тепловой контроль, инфракрасная термография, дефекты.

A.N. Anoshikin, D.V. Golovin, V.M. Osokin, D.S. Alikin, E.A. Mugizova

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

MODELING THE PROCESS OF THERMAL NON-DESTRUCTIVE TESTING FOR AIRCRAFT COMPOSITE PARTS

The paper presents the results of numerical simulation of the synchronous infrared thermography process for non-destructive testing of a structurally similar element of the aircraft engine housing. Ansys 14.5 software package was used as a calculation tool. For the calculation, a geometric model was developed that takes into account the multilayer structure of the object of study, as well as describing the structure of the honeycomb core and film adhesive in an explicit form. In the model, the anisotropy of the thermal conductivity of composite materials was taken into account by creating local coordinate systems of layers. The non-stationary heat conduction problem is calculated by the finite element method. The problem was considered in three dimensional statement; in addition, the convective and radiant heat transfer of the object of study with the environment was taken into mathematical model. To evaluate the parameters for detecting defects, the control surface was exposed to harmonic heat waves with a given frequency, calculated taking into account the known depth of defects imitators. Based on the results of numerical modeling, changes in temperature fields on the surface of the object under study were obtained for various design cases, which allowed us to assess the possibility of detecting defects, as well as to determine the time of occurrence of defects during non-destructive testing by synchronous thermography. The obtained calculation results are presented in the form of thermograms from the control object surface, as well as in the form of the differential temperature signal indicator graphs. The developed approach to the numerical modeling of the thermal control process allows choosing rational modes of the non-destructive testing procedure.

Keywords: polymer composite materials, honeycomb core, aircraft engine, nondestructive testing, thermal control, infrared thermography, defects.

Введение

Полимерные композиционные материалы (ПКМ) в настоящее время находят широкое применение в конструкциях деталей авиационной техники. Композиционные материалы применяются в элементах оперения и фюзеляжа самолетов, несущих и рулевых винтах, в хвостовых балках вертолетов, а также в ряде ответственных деталей двигательных установок. Так, в составе современных турбовентиляторных двигателей используются детали, выполненные из ПКМ, такие как элементы мотогондолы, детали реверсивного устройства, звукопоглощающие конструкции, лопатки контура низкого давления [1, 2]. При этом замена металлических элементов на композитные в конструкции мотогондолы двигателя ПС-90 позволила добиться снижения массы двигателя на 24 кг [3], что подчеркивает одно из ключевых преимуществ использования композитов – снижение массы по сравнению с металлическими аналогами. Однако детали из ПКМ обладают и рядом недостатков, обусловленных подверженностью к образованию и накоплению межслоевых дефектов внутри монолитной слоистой структуры и на границе соединения несущих оболочек с заполнителем. По данной причине расширение номенклатуры изделий из ПКМ в современной авиационной технике неизбежно приводит к необходимости развития методов неразрушающего контроля (НК) [4].

В настоящее время наиболее перспективным методом НК является синхронная инфракрасная термография [5, 6], которая реализуется на базе мобильных комплексов, оснащенных устройствами нагрева и инфракрасной камерой. Данный вид теплового метода НК позволяет выявлять дефекты как в монолитных изделиях из ПКМ с различной толщиной, так и в конструкциях с заполнителями. Стоит отметить, что одним из основных преимуществ данного метода является высокая производительность, что, в свою очередь, позволяет значительно снизить трудоемкость выполнения технологической операции НК крупногабаритных конструкций. При этом производительность операции контроля напрямую зависит от корректности выбранного режима теплового воздействия. По данной причине для определения и подтверждения наиболее эффективных режимов теплового воздействия на элементы деталей из ПКМ необходимым условием является проведение численного моделирования тепловых процессов, протекающих при тепловом НК. Результаты численного моделирования позволяют заранее провести оценку возможности выявления дефектов, осуществить подбор наиболее рациональных режимов воздействия, а также определить тип и минимальный размер уверенно выявляемых дефектов.

Авторским коллективом ранее были проведены исследования в области численного моделирования процесса теплового контроля многослойных монолитных конструкций, что позволило сформировать основные подходы в решении подобного рода задач и определить рациональные способы тепловых воздействий на выбранный объект исследования [7]. Кроме того, вопросам моделирования и выявления дефектов в монолитных композитных образцах посвящен ряд работ [8, 9]. На текущем этапе исследований практический интерес вызывает моделирование тепловых процессов в конструктивно-подобных элементах (КПЭ) полноразмерных деталей из ПКМ с сотовым заполнителем.

В качестве объекта исследования в настоящей работе был выбран КПЭ в виде сектора корпуса из ПКМ авиационного двигателя, состоящий из отгибного фланца, 5- и 7-слойных панелей с сотовым заполнителем, торцевого фланца (рис. 1). При этом для имитации дефектов в конструкции объекта исследования были применены закладные элементы в виде фторопластовой пленки размером 10×10×0,2 мм. На рис. 2 приведена схема расположения имитаторов дефектов. Выбранные имитаторы дефектов характеризуют повреждения, возникающие в элементах конструкций корпуса, такие как отслоение несущей оболочки от сотового заполнителя (модели № 1, 2, 6), расслоение во фланцевом элементе в монолитной области (модель № 4) и области примыкания заполнителя (модель № 5), расслоение в области торцевого участка (модель № 3).

Рис. 1. Внешний вид объекта исследования

Рис. 2. Схемы расположения дефектов: 1 – модель № 1; 2 – модель № 2; 3 – модель № 3; 4 – модель № 4; 5 – модель № 5; 6 – модель № 6

Таким образом, для решения поставленных задач в работе было рассмотрено шесть расчетных моделей, описывающих различные модели дефектов в конструктивных элементах корпуса из ПКМ.

Математическая постановка задачи теплового контроля

Решение задач моделирования процесса теплового НК возможно с использованием аналитических одномерных и двумерных постановок, решаемых на основе операционного метода или метода функций Грина [9–11]. Однако в связи с тем, что объект исследования выполнен из анизотропных материалов и обладает сложной геометрической формой, решение поставленной задачи следует осуществлять в трехмерной постановке. Для ее реализации в работе был выбран программный комплекс конечно-элементного моделирования Ansys 14.5 Transient thermal. При этом в математической модели данного программного комплекса учтены механизмы теплопередачи как за счет теплопроводности внутри материала, так и смешанный конвективно-лучистый теплообмен с окружающей средой. Механизм теплопроводности в модели описывается уравнением нестационарного распределения тепла в анизотропном материале (1), а тепловые потери с поверхности образца от конвективного и лучистого теплообмена с окружающей средой описывались законами Ньютона (2) и Стефана – Больцмана (3):

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_x \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda_y \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda_z \frac{\partial T}{\partial z} \right) = C\rho \frac{\partial T}{\partial \tau}; \quad (1)$$

$$Q_{cv} \approx \alpha_{cv} \sigma (T_s - T_a); \quad (2)$$

$$Q_{rd} \approx \varepsilon_{red} \sigma (T_s^4 - T_a^4), \quad (3)$$

где $\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z$ – коэффициенты теплопроводности анизотропного материала; C – теплоемкость материала; ρ – плотность материала, Q_{cv} – тепловой поток за счет конвективного теплообмена, α_{cv} – коэффициент конвективного теплообмена; Q_{rd} – тепловой поток за счет лучистого теплообмена; ε_{red} – приведенный коэффициент излучения; σ – постоянная Стефана – Больцмана; T_s – температура образца; T_a – температура окружающей среды.

Важной особенностью используемого подхода является возможность послойного моделирования структуры деталей из композиционных материалов. Это позволяет проводить численное моделирование тепловых процессов с явным описанием слоистой структуры и идеальным контактом между слоями композиционного материала. Для моделирования несущих оболочек КПЭ создавались отдельные тела, представляющие слои с заданной характерной толщиной используемых композиционных материалов. Помимо этого, телам, которые представляют монослои несущих оболочек в геометрической модели, присваивались теплофизические характеристики композиционных материалов с учетом схем армирования согласно конструкторской документации. При этом учитывалась анизотропия теплопроводности в направлениях армирования и по толщине материала. Телам в виде формообразующих слоев сотового заполнителя присваивались свойства стеклопластика с учетом направления основы и толщины материала, что обуславливается применением в его основе равнопрочной ткани. Теплофизические характеристики пленочного клея в расчетных моделях принимались аналогичными значениям эпоксидной смолы. Необходимо отметить, что пленочный клей моделировался в виде галтелей с характерным размером катета 0,7 мм, что соответствует измеренным значениям в образце. Кроме этого, в расчетных моделях учитывался объем воздуха в ячейках заполнителя. Значения теплофизических характеристик материалов, использованных при расчете, представлены в табл. 1.

Таблица 1

Теплофизические характеристики материалов

Материал	Плотность, кг/м ³	Теплоемкость, Дж/(кг·К)	Теплопроводность, Вт/(м·К)
Углепластик на основе однонаправленного препрега	1540	980	$\lambda_x = 1,37; \lambda_y = 0,33; \lambda_z = 0,36$
Углепластик на основе равнопрочного препрега	1525	980	$\lambda_x = 1,32; \lambda_y = 1,32; \lambda_z = 0,36$
Органопластик на основе кремнеземной ткани	1600	1000	$\lambda_x = 0,30; \lambda_y = 0,30; \lambda_z = 0,14$
Стеклопластик на основе равнопрочного препрега	1900	1200	$\lambda_x = 0,38; \lambda_y = 0,38; \lambda_z = 0,30$
Пленочный клей	1300	1200	$\lambda = 0,19$
Фторопласт	2140	1010	$\lambda = 0,23$
Воздух в ячейках заполнителя	1,16	1007	$\lambda = 0,026$

Учет анизотропии теплофизических характеристик углепластика и стеклопластика производился за счет задания значений теплопроводности в направлении основы и утока, а также по толщине слоя. Учет конвективного теплообмена с окружающей средой определялся условиями температуры окружающей среды, соответствующей 22 °С, и коэффициентом теплопере-

дачи на границе с воздушной средой, равным $5 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$. При этом лучистый обмен с окружающей средой определялся коэффициентами излучения углепластика и стеклопластика, которые равны значениям 0,9 и 0,85 соответственно [12, 13]. В качестве теплового воздействия на исследуемых областях КПО задавались граничные условия 2-го рода в виде тепловых волн синусоидальной формы с максимальной плотностью теплового потока, равной $3600 \text{ Вт}/\text{м}^2$, и с характерным значением частоты колебаний. Значение удельной мощности теплового потока было определено по результатам экспериментальных исследований. Частота гармонических волн подбиралась исходя из глубины тепловой диффузии, рассчитываемой на основе известной глубины расположения дефектов в несущих оболочках и теплофизических характеристик материалов. Данный подход расчета частоты гармонических волн был подробно описан в работе [14]. Таким образом, для имитации воздействия на поверхность объекта исследования тепловых волн были использованы значения частоты, приведенные в табл. 2.

Таблица 2

Частоты гармонических тепловых волн для контроля дефектов в расчетных моделях

Номер модели	Глубина расположения дефекта*, мм	Частота тепловой волны f , Гц	Период тепловой волны T , с
1	3,27	$7,17 \cdot 10^{-3}$	140
2	2,06	$1,79 \cdot 10^{-2}$	55
3	3,25	$7,26 \cdot 10^{-3}$	150
4	4,74	$3,41 \cdot 10^{-3}$	293
5	4,74	$3,41 \cdot 10^{-3}$	293
6	1,95	$2 \cdot 10^{-2}$	50

Примечание. * Размер установлен с учетом толщины дефекта.

Численное моделирование процесса теплового контроля

Получение корректных результатов численного моделирования основывается на тщательной подготовке расчетной области в виде конечно-элементной сетки. Обеспечение данных требований для расчетной области КПО с сотовым заполнителем возможно за счет генерации конечно-элементной сетки с упорядоченными элементами и совместными узлами на границе контакта отдельных тел. При этом минимальный размер сетки для каждого элемента, представляющего отдельный слой, был принят равным толщине монослоя соответствующего композиционного материала. В местах контакта отдельных тел, представляющих набор слоев, сотового заполнителя, пленочного клея или имитатора дефектов, выполнялось совмещение узлов конечно-элементных ячеек. С целью учета анизотропии теплофизических характеристик материалов в расчетной модели создавались локальные системы координат для каждого слоя материала. При этом временной шаг моделирования нестационарных процессов теплового неразрушающего контроля был принят равным 0,02 с. Это обуславливается параметром частоты съемки тепловизора, стандартное значение которого находится в диапазоне от 50 до 60 Гц. На рис. 3 проиллюстрирован общий вид конечно-элементной сетки расчетной модели, а также ориентация локальных систем координат в области верхней оболочки (см. рис. 3, б) и сотового заполнителя (см. рис. 3, в).

Для решения поставленной задачи в расчетной модели принимался ряд граничных условий. Начальными условиями являлись граничные условия 1-го рода – в виде равномерного распределения температурного поля в 22°C по всему материалу образца. На поверхности верхней оболочки принималось граничное условие 2-го рода, позволяющее имитировать воздействие со стороны устройства теплового нагружения. Данное граничное условие характеризуется равномерным распределением гармонического теплового потока с максимальной плотностью $3600 \text{ Вт}/\text{м}^2$ и частотой в соответствии с глубиной расположения дефекта. При этом воздействие

теплового потока осуществлялось в течение такого периода времени, который бы соответствовал времени воздействия двух тепловых волн с заданной частотой. В модели на наружных сторонах оболочек задавались граничные условия 3-го рода, позволяющие учитывать конвективный и лучистый теплообмен с окружающей средой. На контактных поверхностях элементов расчетной модели задавались граничные условия 4-го рода в виде идеального теплового контакта, что подразумевает неразрывность температур и теплового потока [15].

Рис. 3. Общий вид конечно-элементной сетки (а), ориентация локальных систем координат для материала оболочек (б) и сотового заполнителя (в)

По результатам численного моделирования были получены значения температурных полей для рассматриваемых расчетных моделей. В качестве примера на рис. 4 представлены распределения температурных полей для моделей с дефектом № 1 и № 2.

Рис. 4. Распределение температурных полей в расчетных моделях № 1 и № 2: а – общий вид модели № 1; б – температурные поля на поверхности верхней оболочки модели № 1; в – общий вид модели № 2; г – температурные поля на поверхности верхней оболочки модели № 2

Оценка полученных результатов производилась по характеристикам времени начала проявления дефекта и времени его уверенного выявления. При этом параметр времени начала проявления дефекта соответствует превышению температурного сигнала значения порога чувствительности тепловизора, равного $0,04\text{ }^{\circ}\text{C}$. В свою очередь, время уверенного выявления дефекта соответствует значению, равному $0,8\text{ }^{\circ}\text{C}$, что обусловливается результатами ранее проведенных экспериментальных исследований. В табл. 3 сведены основные результаты численного моделирования.

Таблица 3

Результаты численного моделирования тепловых процессов в КПЭ корпуса переднего

Номер модели	Глубина дефекта, мм	Время начала проявления, с	Время уверенного проявления, с	Максимальный температурный сигнал, $^{\circ}\text{C}$
1	3,07	58	—*	0,17
2	1,86	9,5	21,5	3,43
3	3,05	69	—*	0,11
4	4,54	528,58	—*	0,04
5	4,54	169,12	—*	0,09
6	1,75	5,2	12,2	8,63

Примечание. * Значение не достигнуто.

Результаты численного моделирования позволили получить динамику изменения значений максимальных дифференциальных температурных сигналов в области расположения дефектов. В качестве примера на рис. 5 приведены графики изменения максимальных температурных сигналов для расчетных моделей № 2 и 6.

Рис. 5. Графики изменения удельной мощности тепловых потоков и дифференциальных температурных сигналов на поверхности контроля моделей № 2 и № 6

В результате проведенных исследований были определены дефекты, которые уверенно выявляются с использованием выбранного вида теплового нагружения. При этом было установлено, что дефекты, расположенные в расчетных моделях № 2 и № 6, начинают проявляться на 9,5 и 5,2 с с момента воздействия гармонических тепловых волн, а уверенное их выявление становится возможным через 38 и 12 с соответственно. При анализе результатов численных исследований расчетных моделей № 1, 3–5 было установлено, что уверенное выявление дефектов, рассматриваемых в моделях, не представляется возможным при выбранном виде и мощности теплового нагружения. Это обусловлено низкой теплопроводностью ПКМ в перпендикулярном направлении укладки слоев, а также большой глубиной залегания дефектов и их малой размерностью. Для проведения неразрушающего контроля тепловым методом зон с данными дефектами необходимо применять более мощные источники теплового нагружения с использованием дополнительных алгоритмов фильтрации получаемых термограмм. Таким образом, полученные результаты проведенных исследований показали возможность эффективного применения высокопроизводительного теплового метода НК конструкций с сотовым заполнителем.

Заключение

По результатам проведенной работы был разработан подход, позволяющий моделировать процесс теплового контроля конструкций с сотовым заполнителем. Разработанный подход позволяет учитывать в модели ряд ключевых параметров, таких как анизотропные характеристики материалов несущих оболочек и сотового заполнителя, наличие галтелей пленочного клея, теплообмен с окружающей средой. В результате численного моделирования были получены значения тепловых полей в дефектных и бездефектных областях КПЭ корпуса. Определены основные параметры процесса теплового контроля, такие как распределение температурных полей на поверхности объекта исследования, значения дифференциального температурного сигнала и времени начала проявления дефектов. Использование разработанного подхода позволяет осуществлять подбор рациональных режимов проведения неразрушающего контроля тепловым методом. В дальнейших исследованиях для оценки адекватности результатов математического моделирования планируется провести их сравнение с результатами экспериментальных исследований.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ (договор № 03.G25.31.0232) в рамках реализации Постановления Правительства РФ № 218 «О мерах государственной поддержки развития кооперации российских высших учебных заведений и организаций, реализующих комплексные проекты по созданию высокотехнологичного производства».

Библиографический список

1. Численное моделирование напряженно-деформированного состояния композитного шпангоута авиационного назначения для разработки методики контроля с применением волоконно-оптических датчиков / А.Н. Аношкин, В.Ю. Зуйко, К.А. Пеленев, П.В. Писарев, Г.С. Шипунов // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2018. – № 4. – С. 47–57.
2. Компьютерное моделирование механического поведения композитной лопатки спрямляющего аппарата авиационного двигателя / М.А. Гринев, А.Н. Аношкин, П.В. Писарев, В.Ю. Зуйко, Г.С. Шипунов // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2015. – № 3. – С. 38–51.
3. Аношкин А.Н., Ташкинов А.А. Прогнозирование несущей способности композитных фланцев корпусных деталей авиадвигателей / Перм. гос. техн. ун-т. – Пермь, 1998. – 101 с.
4. Неразрушающий контроль изделий из полимерных композиционных материалов / А.Н. Аношкин, А.Ф. Сальников, В.М. Осокин [и др.] // Материалы IV Всерос. науч.-практ. конф. производителей рентгеновской техники / СПбГЭТУ ЛЭТИ. – СПб., 2017. – С. 85–90.

5. Вавилов В.П. Инфракрасная термография и тепловой контроль. – М.: Спектр, 2009. – 544 с.
6. Breitenstein O., Warta W., Langenkamp M. Lock-in thermography: basics and use for evaluating electronic devices and materials. – Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 2010. – 321 p.
7. Numerical modeling of the synchronous infrared thermography of composite materials structures / A.N. Anoshkin, D.V. Golovin, K.A. Pelenev, V.M. Osokin // AIP Conference Proceedings. – 2018. – No 2051. – P. 020015.
8. Inspection of defects in CFRP based on principal components / Md.M. Pasha, G.V. Subbarao, B. Suresh, S. Tabassum // IJRTE. – 2019. – No. 3. – P. 2367–2370.
9. Balageas D.L., Krapez J.-C., Cielo P. Pulsed photo-thermal modeling of layered materials // J. Appl. Phys. – 1986. – Vol. 59, no. 2. – P. 348–357.
10. Carslow H.S., Jaeger T.S. Conduction of heat in solids. – Oxford: Oxford Univ. Pres., 1959. – 522 p.
11. MacLaughlin P.V., Mirchandani H.G. Aerostructive NDT evaluations by thermal field detection (Phase II): Final Rep. – Washington: Airtask, 1984. – 421 p.
12. Троицкий В.А., Карманов М.Н., Троицкая Н.В. Неразрушающий контроль качества композиционных материалов // Техническая диагностика и неразрушающий контроль. – 2014. – № 3. – С. 29–33.
13. Дегтярев А.В., Потапов А.М. Исследование свойств углепластиковых сотовых структур для легковесных конструкций ракетно-космического назначения // Техническая диагностика и неразрушающий контроль. – 2012. – № 3. – С. 20–26.
14. Hashimoto T. Temperature wave analysis // The Hitachi Scientific Instrument News. – 2017. – Vol. 9. – P. 317.
15. Аналитическое описание процесса нестационарной теплопроводности / Б.А. Вороненко, А.Г. Крысин, В.В. Пеленко, О.А. Цуранов; НИУ ИТМО. – СПб., 2014. – 49 с.

References

1. Anoshkin A.N., Zuyko V.Yu., Pelenev K.A., Pisarev P.V., Shipunov G.S. Chislennoye modelirovaniye napryazhenno-deformirovannogo sostoyaniya kompozitnogo shpangouta aviatsionnogo naznacheniya dlya razrabotki metodiki kontrolya s primeneniym volokonno-opticheskikh datchikov [Numerical simulation of the stress-strain state of a composite frame for aviation purposes for the development of control methods using fiber-optic sensors]. PNRPU Mechanics Bulletin, 2018, no. 4, pp. 47-57.
2. Grinev M.A., Anoshkin A.N., Pisarev P.V., Zuyko V.Yu., Shipunov G.S. Kompyuternoye modelirovaniye mekhanicheskogo povedeniya kompozitnoy lopatki spryamlyayushchego apparata aviatsionnogo dvigatelya [Computer simulation of the mechanical behavior of a composite blade of a straightening apparatus of an aircraft engine]. PNRPU Mechanics Bulletin, 2015, no. 3, pp. 38-51.
3. Anoshkin A.N., Tashkinov A.A. Prognozirovaniye nesushchey sposobnosti kompozitnykh flantsev korpusnykh detaley aviadvigateley [Prediction of the bearing capacity of composite flanges of aircraft engine body parts]. Perm: PSTU, 1998, 101 p.
4. Anoshkin A.N., Salnikov A.F., Osokin V.M. i dr. Nerazrushayushchiy kontrol' izdeliy iz polimernykh kompozitsionnykh materialov [Non-destructive testing of products from polymer composite materials]. IV All-Russian Scientific and Practical Conference of X-ray Equipment Manufacturers. Conference proceedings, SPbG-ETU «LETI», 2017, pp. 85-90.
5. Vavilov V.P. Infkrasnaya termografiya i teplovoy control [Infrared Thermography and Thermal Control]. Moscow: ID Spektr, 2009, 544 p.
6. Breitenstein O., Warta W., Langenkamp M. Lock-in Thermography: Basics and Use for Evaluating Electronic Devices and Materials. Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 2010, 321 p.
7. Anoshkin A.N., Golovin D.V., Pelenev K.A., Osokin V.M. Numerical Modeling of the Synchronous Infrared Thermography of Composite Materials Structures // AIP Conference Proceedings, 2018, No. 2051, P. 020015.
8. Pasha Md.M., Subbarao G.V., Suresh B., Tabassum S. Inspection of Defects in CFRP Based on Principal Components. IJRTE, 2019, no. 3, pp. 2367-2370.
9. Balageas D.L., Krapez J.-C., Cielo P. Pulsed photo-thermal modeling of layered materials. J. Appl. Physics, 1986, Vol. 59, No. 2, pp. 348-357.
10. Carslow H.S., Jaeger T.S. Conduction of heat in solids. Oxford: Oxford Univ. Pres., 1959, 522 p.
11. MacLaughlin P.V., Mirchandani H.G. Aerostructive NDT evaluations by thermal field detection (Phase II): Final Rep. Washington: Airtask, 1984, 421 p.

12. Troitskiy V.A., Karmanov M.N., Troitskaya N.V. Nerazrushayushchiy kontrol' kachestva kompozitsionnykh materialov [Non-destructive quality control of composite materials]. *Tekhnicheskaya diagnostika i nerazrushayushchiy control*, 2014, no. 3, pp. 29-33.

13. Degtyarev A.V., Potapov A.M. Issledovaniye svoystv ugleplastikovykh sotovykh struktur dlya legkovesnykh konstruktсий raketno-kosmicheskogo naznacheniya [Investigation of the properties of carbon fiber honeycomb structures for lightweight rocket and space structures]. *Tekhnicheskaya diagnostika i nerazrushayushchiy control*, 2012, no. 3, pp. 20-26.

14. Hashimoto T. Temperature Wave Analysis. The Hitachi scientific instrument news, 2017, vol.9, 317 p.

15. Voronenko B.A., Krysin A.G., Pelenko V.V., TSuranov O.A. Analiticheskoye opisaniye protsessa nestatsionarnoy teploprovodnosti [An analytical description of the process of unsteady heat conduction]. St. Petersburg: ITMO University, 2014, 49 p.

Об авторах

Аношкин Александр Николаевич (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Механика композиционных материалов и конструкций» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: anoshkin@pstu.ru).

Головин Данила Вячеславович (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Механика композиционных материалов и конструкций» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: gdv@pstu.ru).

Осокин Владимир Михайлович (Пермь, Россия) – младший научный сотрудник научно-образовательного центра авиационных композитных технологий ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: osokin.ndt@yandex.ru).

Аликин Дмитрий Сергеевич (Пермь, Россия) – техник научно-образовательного центра авиационных композитных технологий ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: aldim96@mail.ru).

Мугизова Екатерина Андреевна (Пермь, Россия) – студентка кафедры «Механика композиционных материалов и конструкций» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: ekaterinamugizova@yandex.ru).

About the authors

Aleksandr N. Anoshkin (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor of Mechanics of Composite Materials and Structures Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: anoshkin@pstu.ru).

Danila V. Golovin (Perm, Russian Federation) – PhD Student of Mechanics of Composite Materials and Structures Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: gdv@pstu.ru).

Vladimir M. Osokin (Perm, Russian Federation) – Junior Researcher, Scientific and Education Center of Aircraft Composite Technologies, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: osokin.ndt@yandex.ru).

Dmitrij S. Alikin (Perm, Russian Federation) – Technician, Scientific and Education Center of Aircraft Composite Technologies, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: aldim96@mail.ru).

Ekaterina A. Mugizova (Perm, Russian Federation) – Student of Mechanics of Composite Materials and Structures Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: ekaterinamugizova@yandex.ru).

Получено 25.11.2019