DOI: 10.15593/2224-9982/2015.43.09

УДК 629.7.036.34:678(075)

**А.Н. Аношкин, Д.И. Федоровцев,
П.В. Писарев, В.М. Осокин**

Пермский национальный исследовательский политехнический
университет, Пермь, Россия

РАСЧЕТ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ФЛАНЦА ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С ДЕФЕКТОМ В ВИДЕ РАССЛОЕНИЯ

В конструкциях современных газотурбинных авиационных двигателей применяются различные корпусные детали внутреннего кожуха, выполненные из полимерных композиционных материалов (ПКМ). Применение ПКМ для изготовления деталей кожуха обеспечивает снижение веса, повышение уровня шумозащиты, а также в ряде случаев снижение стоимости. Наиболее нагруженными элементами корпусных деталей кожуха авиадвигателя являются фланцевые узлы соединений. Низкая межслойная прочность делает конструкции из ПКМ высокочувствительными к дефектам типа расслоений. Кроме того, разрушение фланцевых узлов корпусных деталей, выполненных из ПКМ, происходит именно по типу расслоения вследствие высоких нормальных и касательных напряжений на границе слоев.

Рассмотрено два расчетных варианта – с дефектом и без дефекта в слоях фланца. Разработаны модели по расчету напряженно-деформированного состояния фланца из ПКМ с дефектом в виде расслоения. Задача анизотропной теории упругости для неоднородной многослойной конструкции фланца решалась в трехмерной постановке с помощью метода конечных элементов в пакете ANSYS. Дефект в виде расслоения в модели задавался отсутствием контакта между слоями фланца. По результатам вычислительных экспериментов проведен анализ полей напряжений на наиболее нагруженных участках фланца. Определена область влияния дефекта на НДС для данного класса изделий.

Ключевые слова: авиационные двигатели, узлы соединений, композиционные материалы, численное моделирование, дефект в виде расслоения, напряженно-деформированное состояние, фланец, анизотропные свойства, слоистая модель.

**A.N. Anoshkin, D.I. Fedorovtsev,
P.V. Pisarev, V.M. Osokin**

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

CALCULATION OF STRESS-STRAIN STATE OF THE FLANGE MADE OF POLYMER COMPOSITES WITH A DEFECT IN THE FORM OF DELAMINATION

In the design of modern gas turbine aircraft engines it is applied different body parts of the inner casing, made of polymeric composite materials (PCM). The use of PCM for parts of the casing reduces weight, improves sound insulation and in some cases reduces the cost. The most loaded elements of

the basic parts of an aircraft engine housing units are flanged connections. Low interlaminar strength makes the design of the PCM is highly sensitive to defects such as delaminations. Moreover, destruction of the flange assemblies of body parts made from composite materials follows the pattern of the delamination due to high normal and shear stresses at the boundary layers.

The article considers two cases: with a defect in the layers of the flange and without defect. It was developed a model for calculation of stress-strain state of the flange of the PCM with a defect in the form of delamination. The problem of anisotropic elasticity theory for an inhomogeneous multilayer structure of flange was solved in three-dimensional statement using the finite element method in the package ANSYS. The defect in the form of delamination was specified by lack of the contact between the layers of the flange. On the results of computational experiments the analysis of stress distribution in the most loaded sections of the flange was carried out. The region of influence of the defect on stress-strain state for this class of products was determined.

Keywords: aircraft engines, connecting points, composite materials, numerical simulation, defect in the form of delamination, stress-strain state, flange, anisotropic properties, layered model.

Введение

В настоящее время перспективы машиностроительной отрасли во многом связаны с разработкой и внедрением полимерных композиционных материалов (ПКМ). Композиционные материалы обладают комплексом свойств и особенностей, отличающих их от традиционных конструкционных материалов, и открывают широкие возможности для совершенствования существующих и разрабатываемых конструкций разнообразного назначения. Применение композиционных материалов во многом способствовало созданию новых образцов ракетной техники. Современные крупногабаритные маршевые ракетные двигатели более чем на 90 % состоят из композиционных материалов различного типа [1–6].

Все более широко используются композиты в авиационной технике. В первую очередь новые материалы находят применение в самолетах военного назначения, обеспечивая снижение массы и увеличение тактико-технических характеристик, несмотря на некоторое удорожание изделия.

Совершенствование технологии изготовления новых деталей и узлов из композиционных материалов, внедрение автоматизированных процессов для серийного производства позволяют обычно снизить стоимость новых изделий до приемлемого уровня. Более того, в ряде случаев именно благодаря композитам удастся снизить быстро возрастающую стоимость проектируемых военных летательных аппаратов. Так же как и в ракетной технике, массовая доля ПКМ в конструкционных деталях имеет тенденцию к возрастанию, и летательный аппарат будущего, по-видимому, будет наполовину состоять из ПКМ.

Следует отметить, что с момента начала разработки конструкций из ПКМ до внедрения их в производство часто проходит значительно более продолжительный промежуток времени, чем при использовании традиционных материалов. Кроме того, до недавнего времени композитами только заменяли другие материалы в элементах конструкции, первоначально разработанных на основе металлических сплавов. Полностью преимущества легких анизотропных ПКМ могут быть использованы только при правильном их применении на самых ранних этапах разработки конструкции. Успешная реализация больших потенциальных возможностей современных композиционных материалов в значительной степени зависит от опыта работы с новыми материалами, уровня информированности конструктора об их возможностях, а также наличия методик расчета конструкций [7–9], учитывающих анизотропию и неоднородность используемых материалов. Применение современных методов математического моделирования и компьютерных технологий позволяет в сжатые сроки провести расчет многочисленных конструктивных вариантов и выбрать оптимальное проектное решение для узла из ПКМ с минимальным обоснованным запасом прочности. Это может существенно сократить сроки последующей опытной отработки изделия, а также обеспечить дополнительную экономию массы и относительное снижение стоимости [6].

Многие полимерные композиционные материалы, в частности применяемые в узлах авиационных двигателей, имеют слоисто-волоконистую структуру. Низкая межслойная прочность делает конструкции из ПКМ высокочувствительными к дефектам типа расслоений. Кроме того, разрушение фланцевых узлов корпусных деталей, выполненных из ПКМ, происходит именно по типу расслоения вследствие высоких нормальных и касательных напряжений на границе слоев [10]. Для повышения точности прогнозирования несущей способности и оценки живучести таких конструкций необходимо разрабатывать методы расчета и оценки напряженно-деформированного состояния (НДС), учитывающие возникновение в конструкциях различных дефектов, в том числе расслоений (рис. 1).

Вместе с тем при проведении лабораторных испытаний важно знать, как более эффективно расположить измерительное оборудование, чтобы повысить точность определения влияния дефекта на НДС конструкции. Данную задачу возможно решить путем численного моде-

Рис. 1. Видимые дефекты в конструкции фланца:
 а – расслоение структуры материала; б – смоляные карманы

лирования, для чего авторами была разработана методика расчета НДС соединительного фланца внутреннего кожуха авиационного двигателя (рис. 2) при статических условиях нагружения, соответствующих проведению лабораторных механических испытаний.

Постановка задачи

Для отработки методики численного моделирования НДС с дефектом в виде расслоения были построены две геометрические модели фланца из полимерных композиционных материалов. Общий вид геометрической модели фланца представлен на рис. 2.

Рис. 2. Общий вид геометрической модели

Две модели отличаются друг от друга наличием дефекта. На рис. 3, а изображен дефект, расположенный между слоями материала. Дефект моделировался отсутствием контакта в заданной области, форма и размер дефекта представлены на рис. 3, б.

Рис. 3. Расположение дефекта в виде расслоения между слоями материала и осей для вывода эпюр распределения напряжений: *а* – вид в разрезе расчетной модели: 1 – расположение дефекта в виде расслоения; 2 – расположение оси в центре слоя под дефектом; 3 – расположение оси в центре слоя над дефектом; *б* – форма дефекта на слое материала

Математическая постановка стационарной задачи теории упругости для рассматриваемой неоднородной конструкции в вариационной формулировке заключается в отыскании минимума функционала Лагранжа [2], вариация которого при отсутствии массовых сил имеет вид

$$\delta J_u = \int_V \boldsymbol{\varepsilon}_{ij} \mathbf{C}_{ijkl} \delta \boldsymbol{\varepsilon}_{kl} dV - \int_{S_f} \mathbf{F}_i \cdot \delta \mathbf{u}_i dS, \quad (1)$$

где $\boldsymbol{\varepsilon}_{ij}$ и $\delta \boldsymbol{\varepsilon}_{kl}$ – тензор и вариация тензора деформаций; $\mathbf{C}_{ijkl}$ – тензор упругих модулей; $\delta \mathbf{u}_i$ – вариация вектора перемещений; $\mathbf{F}_i$ – вектор внешних сил.

Многосвязная область V конструкции имеет внешнюю границу $S = S_u + S_f$ и состоит из подобластей $V^{(p)}$, соответствующих слоям композиционного материала различной ориентации, с межслойной границей S_d .

Дополнительными условиями для функционала (1) являются геометрические уравнения

$$\boldsymbol{\varepsilon}_{ij} = \frac{1}{2}(u_{i,j} + u_{j,i}). \quad (2)$$

Для каждого в общем случае ортотропного слоя подобласти $V^{(p)}$ компоненты тензора модулей упругости $\mathbf{C}_{ijkl}^{(p)}$ зависят не только от вида

композиционного материала, но и от его ориентации относительно глобальной системы координат конструкции.

Введем локальную систему координат слоя препрега $OX_1X_2X_3$. В ней ось OX_1 совпадает с направлением основы, OX_2 – утка, OX_3 – перпендикулярна плоскости слоя. В установленной локальной системе координат компоненты тензора C будем определять через технические упругие постоянные слоев по формулам [6]

$$\begin{aligned} C_{1111} &= \frac{1}{E_{22}A} \left(\frac{1}{E_{33}} - \frac{v_{23}^2}{E_{22}} \right), \quad C_{2222} = \frac{1}{E_{33}A} \left(\frac{1}{E_{11}} - \frac{v_{31}^2}{E_{33}} \right), \\ C_{3333} &= \frac{1}{E_{11}A} \left(\frac{1}{E_{22}} - \frac{v_{12}^2}{E_{11}} \right), \quad C_{1122} = \frac{1}{E_{33}A} \left(\frac{v_{31}v_{23}}{E_{22}} + \frac{v_{12}}{E_{11}} \right), \\ C_{1133} &= \frac{1}{E_{33}A} \left(\frac{v_{12}v_{23}}{E_{11}} + \frac{v_{31}}{E_{33}} \right), \quad C_{2233} = \frac{1}{E_{11}A} \left(\frac{v_{12}v_{31}}{E_{33}} + \frac{v_{32}}{E_{22}} \right), \\ C_{2323} &= G_{23}, \quad C_{1313} = G_{13}, \quad C_{1212} = G_{12}, \\ A &= \frac{1}{E_{11}E_{22}E_{33}} \left(1 - 2v_{12}v_{23}v_{31} - \frac{E_{11}}{E_{33}}v_{31}^2 - \frac{E_{22}}{E_{11}}v_{12}^2 - \frac{E_{33}}{E_{22}}v_{23}^2 \right). \end{aligned} \quad (3)$$

Для преобразования компонентов тензора C из локальной системы координат в глобальную используется формула

$$C_{i'j'k'l'} = C_{ijkl} \alpha_{i'i} \alpha_{j'j} \alpha_{k'k} \alpha_{l'l},$$

где $\alpha_{i'i}$ – матрица косинусов углов между направлением осей локальной и глобальной систем координат.

В рассматриваемой конструкции фланца в общем случае имеются слои с четырьмя различными системами ориентации локальных систем координат $OX_1X_2X_3$ относительно глобальной системы координат конструкции $Oxz\theta$, показанными на рис. 4.

Технические упругие постоянные слоев, используемые в уравнениях (3), принимались по экспериментальным данным работ, а также результатам прогнозирования по методикам [6] и представлены в локальной системе координат в таблице.

Рис. 4. Ориентация слоев фланца относительно глобальной системы координат конструкции $Oxyz$:
а, б, в, г – соответственно ориентации 1, 2, 3, 4

Упругие свойства материалов

Материал	E_{11} , ГПа	E_{22} , ГПа	E_{33} , ГПа	G_{12} , ГПа	G_{13} , ГПа	G_{23} , ГПа	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}
Стеклопластик	24,6	18,6	6	4	3	3	0,15	0,42	0,18
Смола	2,9	0	0	10	0	0	0,356	0	0
Композитный стеклопластик	24	18	6	4	3	3	0,15	0,42	0,18

Примечание. E_{11} – модуль упругости при растяжении по основе; E_{22} – модуль упругости при растяжении по утку; E_{33} – модуль упругости при растяжении перпендикулярно плоскости слоя; G – модуль сдвига; ν – коэффициент Пуассона.

В качестве нагрузок задавались силы, равномерно распределенные по силовым слоям, на торце конструкции фланца задавалось жесткая заделка. Такие граничные условия (рис. 5) соответствуют условиям нагружения образцов при лабораторных механических испытаниях (в дальнейшем возможно уточнение методики расчета по результатам лабораторных испытаний).

Рис. 5. Граничные условия для модели при одноосном растяжении: Г1 – жесткая заделка; Г2 – нагружение 1000 Н вдоль оси Z

Конфигурация расчетной сетки принималась следующая. Для лучшей сходимости решения и снижения погрешностей получаемых результатов генерировалась расчетная сетка, ячейки которой имеют призматическую форму. Максимальный размер элемента 2 мм, минимальный – 1 мм, для каждого слоя материала общее количество расчетных элементов составило 700 тыс. На рис. 6 представлен общий вид конечно-элементной сетки в разрезе.

Рис. 6. Общий вид конечно-элементной сетки в изометрии

Кроме того, при построении и локальном измельчении сетки не допускались резкие отличия геометрических размеров соседних элементов более чем в 2 раза. Адаптация сетки проводилась в областях высоких градиентов напряжений, а именно на внутренней поверхности области перегиба слоев, размер элемента адаптации был выбран на основе предварительных расчетов аналогичных конструкций [11] равным 0,5 мм.

Анализ полученных результатов

По результатам вычислительных экспериментов были получены картины напряженно-деформированного состояния для всех слоев фланца. Поскольку напряженное состояние трехосное, в качестве расчетных напряжений приведены эквивалентные напряжения по критерию Мизеса. На рис. 7 представлено распределение эквивалентных напряжений для модели без дефекта в плоскости симметрии.

Рис. 7. Поле распределения эквивалентных напряжений для модели без дефекта в плоскости симметрии

Анализ распределения полей напряжений (в глобальной системе координат) для расчетного варианта без дефекта показывает, что они достигают наибольшего значения в окрестности зоны перегиба слоев, в районе внутреннего угла фланца, и проходят по всей длине внутреннего угла фланца. При этом максимальные значения эквивалентных напряжений возникают на поверхности первого слоя. Значение максимальных эквивалентных напряжений составило 3,93 МПа.

При рассмотрении результатов численного моделирования для модели с дефектом в плоскости симметрии (рис. 8, 9) обнаружилось, что область максимальных напряжений переместилась на второй слой. При этом характерные размеры области повышенных напряжений для модели с дефектом и без дефекта совпадают. Значение максимальных эквивалентных напряжений на поверхности второго слоя составило 3,99 МПа, т.е. произошло усиление максимальных напряжений на 1,5 %. Дополнительно стоит отметить, что в первом слое (слой над дефектом) наблюдается «разгрузка». Максимальное напряжение на по-

верхности первого слоя в области дефекта составляет приблизительно 0,1 МПа, т.е. разгрузка верхнего слоя составила 97,5 %. Вместе с тем в крайнем слое (наружный угол фланца) наблюдается увеличение эквивалентных напряжений на 6,5 %, они составляют 2,35 МПа.

Рис. 8. Поле распределения эквивалентных напряжений для модели с дефектом в плоскости симметрии

Рис. 9. Поле распределения эквивалентных напряжений для модели с дефектом в плоскости между дефектом и краем фланца

При рассмотрении результатов численного моделирования для модели с дефектом в плоскости между расслоением и краем фланца (см. рис. 9) наблюдается снижение эквивалентных напряжений (3,4 МПа) в области второго слоя на 7,3 % по сравнению с напряжениями в плоскости симметрии и на 6,85 % по сравнению с напряжениями для модели без дефектов.

Для определения влияния дефекта на соседние слои были построены эпюры распределения напряжения σ_{x2} (вдоль утка) (рис. 10, а, б). Эпюры строились на линиях, параллельных оси OX , которые проходят через центр слоев, расположенных над и под дефектом. Расположение осей и дефекта в виде расслоения представлены ранее на рис. 3.

Рис. 10. Эпюра распределения напряжения σ_{x2} внутри слоя:
 а – над дефектом; б – под дефектом;
 ♦ – модель с дефектом; ▣ – модель без дефекта

Анализ эпюр напряжений σ_{x2} , выведенных для слоев над дефектом и под дефектом, выявил, что расслоение оказывает влияние на НДС на расстоянии трех калибров по обе стороны от расслоения для слоя над дефектом и по всей ширине для слоя под дефектом.

Заключение

В рамках исследования отработана методика расчета НДС фланцев в трехмерной постановке. Данная методика позволяет учитывать схемы армирования, анизотропию свойств композиционных материалов, слоистую структуру изделия. Поскольку деформирование фланца сопровождается значительным изгибом, то наиболее нагруженными являются наружные слои конструкции для модели без дефекта и внут-

рение – для модели с дефектом. Для модели с дефектом обнаружилось, что область максимальных напряжений переместилась на второй слой по сравнению с моделью без дефекта. Разгрузка верхнего слоя составила 97,5 %. Напряжение в нагруженном слое максимально под дефектом, а по краям наблюдается разгрузка на 5,8 %. Вместе с тем в крайнем слое (наружный угол фланца) наблюдается увеличение эквивалентных напряжений на 6,5 %. Таким образом, при проведении лабораторных испытаний данный эффект может быть зафиксирован при расположении датчиков в зоне внутреннего перегиба слоев фланца. Однако данные рекомендации подходят только для случая, когда расслоение располагается между первым и вторым слоями фланца.

В итоге можно отметить, что оценку влияния дефекта на НДС необходимо проводить с учетом схем армирования, а также различного расположения дефекта.

Работа выполнена в рамках проекта Российского научного фонда по теме «Создание портативной установки для микрофокусной рентгенографии с целью оперативного контроля микроструктуры, физико-химических свойств и определения остаточного ресурса авиационных деталей и узлов из полимерных композиционных материалов» (№ 15-19-00259).

Библиографический список

1. Рубцов С.М. Полимерные волокнистые композиты в конструкции турбовентиляторного авиационного двигателя ПС-90А // Конверсия в машиностроении. – 2007. – № 3. – С. 19–26.
2. Иноземцев А.А. Наноиндустрия авиадвигателя // Пермские авиационные двигатели. – 2010. – № 20. – С. 32–34.
3. King J. Composites for Aeroengines // Materials World. – 1997. – Vol. 5, № 6. – P. 324–327.
4. Red C. Aviation Outlook: Composites in commercial aircraft jet engines // High-Performance Composites. – 2008. – URL: <http://www.compositesworld.com/articles/aviation-outlook-composites-in-commercial-aircraft-jet-engines> (дата обращения: 07.08.2015).
5. Применение композиционных материалов на основе клеевых препрегов в конструкции деталей и агрегатов авиационной техники / Н.Ф. Лукина [и др.] // Сварочное производство. – 2014. – № 6. – С. 29–32.

6. Аношкин А.Н., Ташкинов А.А. Прогнозирование несущей способности композитных фланцев корпусных деталей авиадвигателей / Перм. гос. техн. ун-т. – Пермь, 1998. – 101 с.

7. Effects of defects on the tensile strength of short-fibre composite materials / T. Joffe, A. Miettinen, E.L.G. Wernersson, P. Isaksson, E.K. Gamstedt // *Mechanics of Materials*. – 2014. – Vol. 75. – P. 125–134.

8. Fracture studies and stress analysis of fiber reinforced composite using FEM / C. Arun Kumar, G. Mallesh, S.S. Chikkadevegowda, K.S. Keerthiprasad // *International Journal of Emerging Technology and Advanced Engineering*. – 2014. – Vol. 4, iss. 6. – P. 424–430.

9. Ramesh T. Studies on the failure analysis of composite materials with manufacturing defects // *Mechanics of Composite Materials*. – 2013. – Vol. 49, № 1. – P. 35–44.

10. Расчет НДС и оценка прочности композитного фланца стеклопластикового кожуха авиационного газотурбинного двигателя / А.Н. Аношкин, М.В. Рудаков, И.С. Страумит, Е.Н. Шустова // *Вестник Уфим. гос. авиац. техн. ун-та*. – 2011. – Т. 15, № 1(41). – С. 67–75.

11. Testing and analysis of a highly loaded composite flange / N.E. Jansson, A. Lutz, M. Wolfahrt, A. Sjunnesson // *ECCM13: 13th European Conference on Composite Materials*. – Stockholm, 2008. – URL: <http://extra.ivf.se-leccm13-programme/abstracts/2620.pdf> (дата обращения: 20.10.2015).

References

1. Rubtsov S.M. Polimernye voloknistye kompozity v konstruktsii turboventilyatornogo aviatsionnogo dvigatelya PS-90A [Polymer composite materials in aircraft turbofan engine]. *Konversiya v mashinostroenii*, 2007, no. 3, pp. 19-26.

2. Inozemtsev A.A. Nanoindustriya aviadvigatelya [Nanoindustry of aircraft engine]. *Permskie aviatsionnye dvigateli*, 2010, no. 20, pp. 32-34.

3. King J. Composites for Aeroengines. *Materials World*, 1997, vol. 5, no. 6, pp. 324-327.

4. Red C. Aviation Outlook: Composites in commercial aircraft jet engines. *High-Performance Composites*, 2008, available at: <http://www.compositesworld.com/articles/aviation-outlook-composites-in-commercial-aircraft-jet-engines> (accessed 7 August 2015).

5. Lukina N.F. [et al.]. Primenenie kompozitsionnykh materialov na osnove kleevykh prepregov v konstruktsii detaley i agregatov aviatsionnoy

tehniki [Application of composite materials based on adhesive prepregs in the construction of details and units of aeronautical engineering]. *Svarochnoe proizvodstvo*, 2014, no. 6, pp. 29-32.

6. Anoshkin A.N., Tashkinov A.A. Prognozirovaniye nesushchey sposobnosti kompozitnykh flantsev korpusnykh detaley aviadvigatelya [Prediction of carrying capacity of composite flanges for the aircraft engine casing parts]. *Permskiy gosudarstvennyy tekhnicheskiy universitet*, 1998. 101 p.

7. Joffre T., Miettinen A., Wernersson E.L.G., Isaksson P., Gamsstedt E.K. Effects of defects on the tensile strength of short-fibre composite materials. *Mechanics of Materials*, 2014, vol. 75, pp. 125-134.

8. Arun Kumar C., Mallesh G., Chikkadevegowda S.S., Keerthiprasad K.S. Fracture studies and stress analysis of fiber reinforced composite using FEM. *International Journal of Emerging Technology and Advanced Engineering*, 2014, vol. 4, iss. 6, pp. 424-430.

9. Ramesh T. Studies on the failure analysis of composite materials with manufacturing defects. *Mechanics of Composite Materials*, 2013, vol. 49, no. 1, pp. 35-44.

10. Anoshkin A.N., Rudakov M.V., Straumit I.S., Shustova E.N. Raschet NDS i otsenka prochnosti kompozitnogo flantsa stekloplastikovogo kozhukha aviatsionnogo gazoturbinnogo dvigatelya [Calculation of stress-strain state and assessment of the strength of the composite flange of fiberglass casing of aircraft gas turbine engine]. *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo tekhnicheskogo universiteta*, 2011, vol. 15, no. 1(41), pp. 67-75.

11. Jansson N.E., Lutz A., Wolfahrt M., Sjunnesson A. Testing and analysis of a highly loaded composite flange. *ECCM13. 13th European Conference on Composite Materials*, Stockholm, 2008, available at: <http://extra.ivf.se/eccm13-programme/abstracts/2620.pdf> (accessed 20 October 2015).

Об авторах

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

Федоровцев Даниил Игоревич (Пермь, Россия) – младший научный сотрудник научно-образовательного центра «Акустические исследования, разработка и производство композитных и звукопоглощающих

авиационных конструкций» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: d.fedorovtcev@gmail.com).

Писарев Павел Викторович (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Механика композиционных материалов и конструкций» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: pisarev@pstu.ru).

Осокин Владимир Михайлович (Пермь, Россия) – младший научный сотрудник научно-образовательного центра «Акустические исследования, разработка и производство композитных и звукопоглощающих авиационных конструкций» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: osokin-kt@pstu.ru).

About the authors

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

Daniil I. Fedorovtsev (Perm, Russian Federation) – Junior Researcher, Scientific & Educational Center for Aviation Composite Technologies, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: d.fedorovtcev@gmail.com).

Pavel V. Pisarev (Perm, Russian Federation) – Ph. D., Department of Mechanics of Composite Materials and Structures, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: pisarev@pstu.ru).

Vladimir M. Osokin (Perm, Russian Federation) – Junior Researcher, Scientific & Educational Center for Aviation Composite Technologies, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: osokin-kt@pstu.ru).

Получено 03.11.2015