

Гринев М.А., Аношкин А.Н., Писарев П.В., Зуйко В.Ю., Шипунов Г.С. Исследование НДС и оценка прочности композитной лопатки спрямляющего аппарата авиационного двигателя // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2015. – № 4. – С. 293–307. DOI: 10.15593/perm.mech/2015.4.17

Grinev M.A., Anoshkin A.N., Pisarev P.V., Zuiko V.Yu., Shipunov G.S. Stress-strain analysis and strength prediction of composite outlet guide vane for aircraft jet engine. PNRPU Mechanics Bulletin. 2015. No. 4. Pp. 293-307. DOI: 10.15593/perm.mech/2015.4.17



ВЕСТНИК ПНИПУ. МЕХАНИКА

№ 4, 2015

PNRPU MECHANICS BULLETIN

<http://vestnik.pstu.ru/mechanics/about/inf/>



DOI: 10.15593/perm.mech/2015.4.17

УДК 629.7.036.34; 678(075)

## ИССЛЕДОВАНИЕ НДС И ОЦЕНКА ПРОЧНОСТИ КОМПОЗИТНОЙ ЛОПАТКИ СПРЯМЛЯЮЩЕГО АППАРАТА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ<sup>©</sup>

М.А. Гринев<sup>1</sup>, А.Н. Аношкин<sup>2</sup>, П.В. Писарев<sup>2</sup>, В.Ю. Зуйко<sup>2</sup>, Г.С. Шипунов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ОАО «Авиадвигатель», Пермь, Россия

<sup>2</sup>Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

### О СТАТЬЕ

Получена: 11 ноября 2015 г.  
Принята: 30 ноября 2015 г.  
Опубликована: 25 декабря 2015 г.

#### Ключевые слова:

лопатка спрямляющего аппарата, полимерные композиционные материалы, углепластик, механика композиционных материалов, напряженно-деформированное состояние, метод конечных элементов (МКЭ), схема армирования, жесткость, прочность, ANSYS

### АННОТАЦИЯ

В последнее время композиционные материалы активно используются при создании высоконагруженных деталей и узлов авиационных двигателей. Для эффективного применения композитов в таких деталях необходимо выбрать оптимальную схему армирования основной рабочей части конструкции, а также провести анализ напряженного состояния в наиболее нагруженных зонах со сложной геометрией: в узлах крепления, участках технологических переходов и соединений различных поверхностей.

Настоящая работа посвящена детальному исследованию НДС лопатки спрямляющего аппарата (ЛСА) авиационного двигателя из полимерных композиционных материалов. Приведена постановка объемной задачи механики деформируемого твердого тела (МДТТ) для расчета напряженно-деформированного состояния слоистой конструкции и оценки ее прочности по напряжениям в слоях. В расчетной схеме конструкции ЛСА учитывается технологический порядок укладки, анизотропия свойств армирующих слоев и способ закрепления детали в замковом соединении. Схема армирования лопатки определена в предыдущих работах. Для оценки запаса статической прочности использовался критерий максимальных напряжений.

Численное решение данной задачи осуществлялось методом конечных элементов (МКЭ) в пакете ANSYS Workbench с использованием высокопроизводительного вычислительного комплекса. Проведен детальный послойный анализ напряженно-деформированного состояния конструкции, особое внимание уделено участкам перегиба слоев в окрестности полок лопатки, где наиболее вероятно возникновение высоких межслоевых напряжений. Получена оценка влияния условия закрепления лопатки на характер напряженного состояния. Показано, что наиболее опасными, определяющими запас прочности конструкции, являются напряже-

© Гринев Михаил Анатольевич – начальник конструкторского отдела, e-mail: grinev@avid.ru  
Аношкин Александр Николаевич – доктор технических наук, профессор, e-mail: anoshkin@pstu.ru  
Зуйко Валерий Юрьевич – кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник, e-mail: zuiko-kt@pstu.ru  
Писарев Павел Викторович – кандидат технических наук, доцент, e-mail: pisarev@pstu.ru  
Шипунов Глеб Сергеевич – младший научный сотрудник, e-mail: shipunov-kt@pstu.ru

Mikhail A. Grinev – Director of Engineering Department, e-mail: grinev@avid.ru  
Aleksandr N. Anoshkin – Doctor of Technical Sciences, Professor, e-mail: anoshkin@pstu.ru  
Valeriy Yu. Zuiko – PhD in Technical Sciences, Leading Researcher, e-mail: zuiko-kt@pstu.ru  
Pavel V. Pisarev – PhD in Technical Sciences, Associate Professor, e-mail: pisarev@pstu.ru  
Gleb S. Shipunov – Junior Researcher, e-mail: shipunov-kt@pstu.ru

ния межслойного сдвига. Установлено, что материал ВКУ-39 и схема армирования конструкции  $[0^\circ/\pm 45^\circ]$ , выбранные при проектировании, позволяют обеспечить двукратный запас статической прочности разработанной углепластиковой лопатки при эксплуатационных нагрузках.

© ПНИПУ

## STRESS-STRAIN ANALYSIS AND STRENGTH PREDICTION OF COMPOSITE OUTLET GUIDE VANE FOR AIRCRAFT JET ENGINE

M.A. Grinev<sup>1</sup>, A.N. Anoshkin<sup>2</sup>, P.V. Pisarev<sup>2</sup>, V.Yu. Zuiko<sup>2</sup>, G.S. Shipunov<sup>2</sup>

<sup>1</sup> “Aviadvigatel”, Perm, Russian Federation

<sup>2</sup> Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

### ARTICLE INFO

Received: 11 November 2015  
Accepted: 30 November 2015  
Published: 25 December 2015

#### Keywords:

outlet guide vane (OGV), polymer composite materials, carbon fiber–reinforced plastic (CFRP), mechanics of composite materials, stress-strain state, finite element method (FEM), reinforced scheme, stiffness, strength, ANSYS

### ABSTRACT

Today the composite materials are widely used in aviation industry for load bearing elements of aircraft engines. The following problems need to be solved for an effective composite application: firstly, choosing the optimal reinforcing scheme for main working area of construction, and secondly, realizing the stress-strain analysis for the most loaded zones with complex geometry such as joints, layer crossings and area connections.

The present work is devoted to detailed stress-strain analysis of composite outlet guide vane (OGV) for aircraft engine. The 3D problem formulation of mechanics of anisotropic laminated composite for strength prediction was given. The technological scheme of laying out anisotropic plies and fastening method were taken into account in the model. The scheme of reinforcing for OGV was determined in the previous researches. The maximum stress criterion was used for estimation of strength margin.

The numerical simulation of this problem was carried out by finite element method (FEM) with ANSYS Workbench software. Due to the high dimensionality of FE model, the high-performance computing complex was used. The in-depth layered analysis of stress-strain state of the structure was made. The special focus was made on the areas with twisted layers near the flange of vane where the initiation of high interlaminar stresses is most likely to take place. An estimate of the influence of fastening conditions on the stress state for OGV was obtained. It was shown that interlaminar shear stresses are the most dangerous. It was found that the VKU-39 material and  $[0^\circ/\pm 45^\circ]$  reinforcing scheme allow to provide the double strength margin under working loads for developed OGV.

© PNRPU

## Введение

Одним из основных направлений повышения эксплуатационных характеристик авиационных двигателей является широкое применение в их конструкции полимерных композиционных материалов (ПКМ). В последнее время особый интерес вызывают возможности использования композитов при создании высоконагруженных деталей и узлов, таких как лопатки спрямляющего аппарата (ЛСА) и лопатки вентилятора. Для эффективного применения ПКМ в таких деталях необходимо решение ряда задач механики деформируемого твердого тела (МДТТ). Во-первых, выбор оптимальной схемы армирования основной части детали из ПКМ, позволяющей наиболее полно реализовать механические свойства композита для различных вариантов эксплуатационных нагрузок. Во-вторых, детальный анализ напряженного состояния в наиболее нагруженных зонах детали со сложной геометрией армирования. Как правило, такие зоны соответствуют узлам стыков, участкам технологических переходов, соединений различных поверхностей при формовании деталей сложной геометрии. Такие области априори могут считаться слабым звеном конструкции, так как наиболее подвержены межслоевому разрушению ввиду низкой межслоевой и контактной прочности ПКМ; кроме того, в этих зонах повы-

шается вероятность появления технологических дефектов. В узлах стыков и соединений деталей из ПКМ с металлическими деталями часто используют дополнительные материалы со специальными свойствами, например обладающие повышенной твердостью и износостойкостью, высокой прочностью на смятие и срез или наоборот высокой податливостью и демпфирующими свойствами [1].

Объектом настоящих исследований является лопатка спрямляющего аппарата из ПКМ. В процессе разработки данной конструкции возникает необходимость решения комплекса задач МДТТ в различных постановках с привлечением современных компьютерных моделей и вычислительных средств [2, 3], позволяющих определить конструктивные и технологические параметры изделия. Одним из важных конструктивных параметров ЛСА является узел крепления. Лопатки спрямляющего аппарата по способу крепления в корпусе делятся на консольные и двухопорные. Для крепления металлических ЛСА к обечайке в настоящее время используются три технологии: механическое соединение при помощи болтов или заклепок, пайка с использованием металлического припоя и приклеивание при помощи адгезивных составов на основе полиимида и силиконовых эластомеров с различными наполнителями [4–14].

Узлы крепления ЛСА подвержены существенно меньшим нагрузкам по сравнению с рабочими лопатками вентилятора, однако способ их крепления к обечайкам оказывает влияние на общее напряженно-деформированное состояние лопатки. Для лопатки, изготовленной из ПКМ, оценка этого влияния особенно важна, поскольку в конструкции ЛСА участок закрепления располагается вблизи зоны перегиба (искривления) слоев ламината, при переходе с горизонтальных полок на перо лопатки. Таким образом, эта зона характеризуется повышенной неоднородностью свойств материала и как следствие градиентами напряжений. Исследования, представленные в работах [15–19], показывают, что межслоевые нормальные и касательные напряжения в местах перегиба слоев могут оказаться определяющими для оценки запаса статической и усталостной прочности всей конструкции ввиду низкой межслоевой прочности ПКМ.

В работе [20] представлены результаты компьютерного моделирования механического поведения ЛСА под действием аэродинамических нагрузок для обоснования выбора материала и схемы армирования основной рабочей части – пера лопатки. При этом граничные условия в областях закреплений детали задавались приближенно для сокращения объема вычислений, считая это влияние на НДС в рабочей области незначительным в соответствии с принципом Сен-Венана.

Настоящая работа посвящена анализу напряженного состояния в наиболее нагруженных участках деталей – узлах стыка. Приводится уточненная постановка краевой задачи для слоистого композита с различной пространственной ориентацией слоев и условиями контакта. В области контакта нижней полки и кольца введена уплотнительная прокладка, смоделирована передняя кромка на перо лопатки, выполненная из титана. С использованием улучшенной конечно-элементной сетки проведен детальный послойный анализ напряженно-деформированного состояния конструкции, при этом особое внимание уделено участкам перегиба слоев в окрестности полок, где наиболее вероятно возникновение высоких межслоевых напряжений и как следствие появление микротрещин при сравнительно небольших нагрузках.

## 1. Постановка задачи расчета НДС ЛСА

Для расчета НДС ЛСА использовалась трехмерная модель, построенная с помощью CAD-систем Simens NX и FiberSIM (рис. 1). Конструктивно в ЛСА можно выделить пьезо и полки, посредством которых происходит закрепление лопатки. Для крепления верхней полки к обечайке корпуса используется болтовое соединение, нижняя полка устанавливается в пазу корпуса нижнего сектора и в отличие от конструкции ЛСА (прототипа макета), рассмотренной в работе [20], оснащена уплотнительной прокладкой для минимизации монтажного зазора. На входной кромке ЛСА устанавливается титановая накладка.

Рассматриваемая лопатка спрямляющего аппарата авиадвигателя состоит из набора анизотропных слоев полимерного тканого композиционного материала. Для изготовления лопатки используются эпоксидные равнопрочные углепрепреги на основе тканей Porcher 3692 [3].

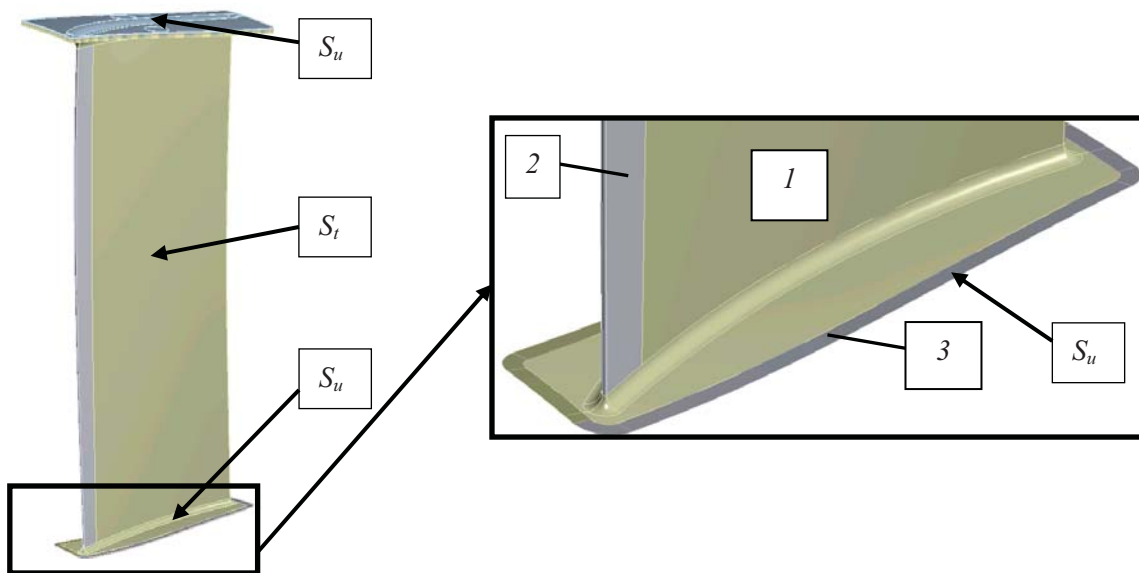


Рис. 1. Общий вид ЛСА: 1 – ЛСА из ПКМ; 2 – титановая накладка входной кромки ЛСА; 3 – уплотнительная прокладка;  $S_u$ ,  $S_t$  – границы с кинематическими и силовыми граничными условиями соответственно

Математическая постановка задачи соответствовала теории упругости анизотропного тела. В вариационной формулировке эта постановка для рассматриваемой неоднородной конструкции заключается в отыскании минимума функционала Лагранжа с дополнительными условиями [21]. Вариация функционала при отсутствии массовых сил имеет вид

$$\delta J_u = \int_V \varepsilon_{ij} C_{ijkl} \delta \varepsilon_{kl} dV - \int_{S_t} F_i \cdot \delta u_i dS, \quad (1)$$

где  $\varepsilon_{ij}$  и  $\delta \varepsilon_{ij}$  – тензор и вариация тензора деформаций;  $C_{ijkl}$  – тензор упругих модулей;  $\delta u_i$  – вариация вектора перемещений;  $F_i$  – вектор внешних сил.

Многосвязная область  $V$  конструкции имеет внешнюю границу  $S = S_u + S_t$ , на которой заданы силовые и кинематические граничные условия, и состоит из подобластей  $V^{(p)}$ ,

соответствующих различным материалам ( $p = 1$  – углепластик,  $p = 2$  – титан,  $p = 3$  – эластомер), с межслойной границей  $S_d$ .

Дополнительными условиями для функционала (1) являются геометрические уравнения

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

Для каждого ортотропного слоя углепластика подобласти  $V^{(1)}$  компоненты тензора модулей упругости  $C_{ijkl}^{(1)}$  зависят не только от материала, но и от его ориентации относительно глобальной системы координат конструкции.

Введем локальную систему координат ортотропного слоя углепластика  $OX_1X_2X_3$ . В ней ось  $OX_1$  совпадает с направлением основы,  $OX_2$  – утка,  $OX_3$  – перпендикулярна плоскости слоя. В установленной локальной системе координат компоненты тензора  $\tilde{C}^{(1)}$  будем определять через технические упругие постоянные слоев по формулам [22]

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

Для преобразования компонентов тензора  $\tilde{C}^{(1)}$  из локальной системы координат в глобальную используется формула

$$C_{i'j'k'l'}^{(1)} = C_{ijkl}^{(1)} \alpha_{i'i} \alpha_{j'j} \alpha_{k'k} \alpha_{l'l}, \quad (4)$$

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

В рассматриваемой конструкции ЛСА имеются слои с различной ориентацией локальных систем координат  $OX_1X_2X_3$  относительно глобальной системы координат конструкции  $Orz\theta$  в соответствии с выбранной схемой армирования.

Технические упругие постоянные углепластика, используемые в уравнениях (3), принимались как по результатам испытаний стандартных образцов (для  $E_{11}$ ,  $E_{22}$ ,  $G_{12}$ ), так и по оценочным данным из работ [23, 24] (таблица). Свойства материала прокладки (типичной резины) и титанового сплава взяты из [25] и [26] соответственно.

На поверхности пера лопатки, части поверхности  $S_i$ , задавались распределенные газодинамические силы  $F_i(r)$  (рис. 2), полученные при аэродинамических нагрузках, соот-

ветствующих максимальной частоте вращения ротора. Данные нагрузки соответствуют эксплуатационному режиму работы двигателя. Суммарная осевая и окружная нагрузка, действующая на лопатку, равнялась соответственно  $R_{oc} = 549,4$  Н и  $R_{окр} = 1305,6$  Н.

Свойства материалов, использованные при расчете

Материал	$E_{11}$ , ГПа	$E_{22}$ , ГПа	$E_{33}$ , ГПа	$G_{12}$ , ГПа	$G_{13}$ , ГПа	$G_{23}$ , ГПа	$\nu_{21}$	$\nu_{13}$	$\nu_{32}$
Углепластик	57,9	57,9	20	17,5	2,7	2,7	0,04	0,3	0,3
Резина	0,007			0,0023			0,49		
Титановый сплав	96			35			0,36		

Примечание.  $E_{11}$  – модуль упругости вдоль основы;  $E_{22}$  – модуль упругости поперек основы;  $E_{33}$  – модуль поперек плоскости слоя;  $G_{12}$ ,  $G_{13}$ ,  $G_{23}$  – модули сдвига;  $\nu_{21}$ ,  $\nu_{13}$ ,  $\nu_{32}$  – коэффициенты Пуассона.

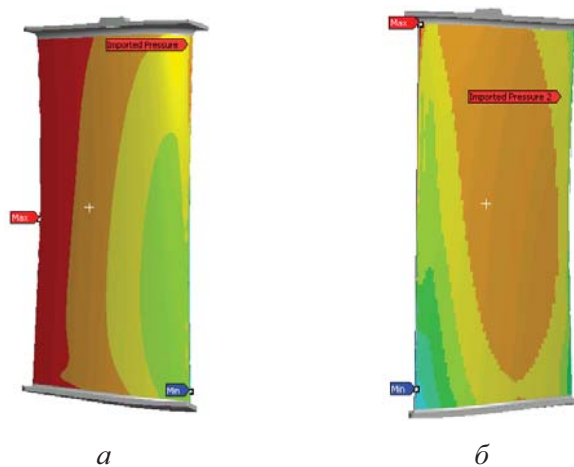


Рис. 2. Поля распределения давления по перу ЛСА: *а* – внешняя часть пера; *б* – внутренняя часть пера

В качестве кинематических граничных условий задавались: ограничение перемещений во всех направлениях в местах крепления верхней полки к кольцу, а также для торцевой части уплотнительной прокладки нижней полки (поверхность  $S_u$  на рис. 1) В областях соприкосновения нижней полки и прокладки задавались контактные граничные условия без трения. Контакт между титановой накладкой и передней кромкой пера считался идеальным.

Для материала лопатки (подобласти  $V^{(1)}$ ) задавалась схема армирования  $[0^\circ/\pm 45^\circ]$ , обеспечивающая трансверсальную изотропию свойств материала в плоскости укладки и простоту технологического процесса выкладки. Данная схема для ЛСА была выбрана в рамках предыдущих исследований [3, 20]. При выкладке препрега выполнялся переход армирующих слоев с заданным радиусом с пера на полки лопатки в соответствии с вышеуказанной схемой армирования. Углы между направлением осей локальной и глобальной систем координат для каждого слоя, используемые в уравнении (4), вычислялись автоматически программными средствами. В расчетах принималось, что различно ориентированные слои композита деформируются совместно без проскальзывания.

Многослойная модель ЛСА включала 24 «образующих поверхности», на базе каждой из которых выкладываются по два слоя толщиной 0,21 мм. Толщина слоев определялась по замерам на микрошлифах после препарации натурального образца ЛСА.

Решение поставленной задачи осуществлялось методом конечных элементов с использованием многопроцессорного программного комплекса ANSYS Workbench. Для лучшей сходимости решения и снижения погрешностей получаемых результатов генерировалась расчетная сетка, ячейки которой имеют призматическую форму. 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 поверхности входной и выходной кромки. Максимальный размер элемента для каждого слоя материала составлял 1 мм, минимальный – 0,5 мм. Общее количество конечных элементов составило порядка 5 миллионов. На рис. 3 представлен общий вид конечно-элементной сетки в разрезе.

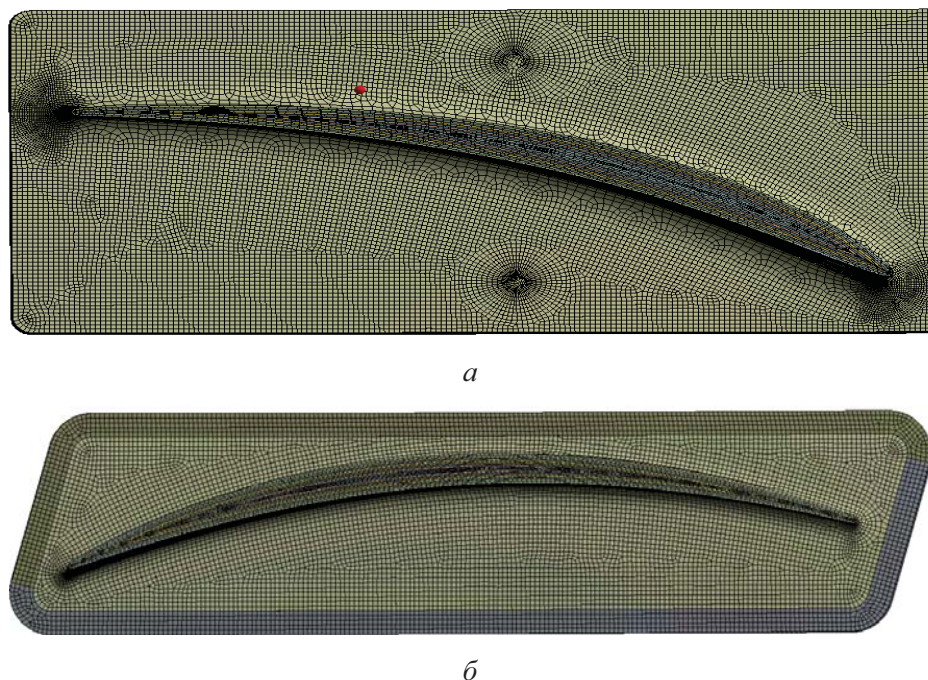


Рис. 3 Общий вид конечно-элементной сетки в разрезе: *a* – область верхней полки; *б* – область нижней полки

При исследовании многослойных композитных конструкций сложной геометрии может оказаться, что объем оперативной памяти ЭВМ не позволяет провести дискретизацию конструкции строго по слоям углепластика. Поэтому в пределах одного конечного элемента может быть объединено несколько слоев – в нашем случае два слоя. При данном подходе считается, что материал в таком конечном элементе обладает эффективными упругими свойствами, определяемыми по известным соотношениям теории слоистых пластин [22].

Оценка прочности ЛСА из ПКМ проводилась по критерию максимальных напряжений. Данный критерий использовался при решении задач подобного рода в работах [16–19] и его выбор обусловлен отсутствием достоверных данных по прочности материала ВКУ-39 в условиях сложнонапряженного состояния.

Прочность ортотропного материала соответствует удовлетворению системы неравенств в каждой точке конструкции:

$$S_{11}^- \leq \sigma_{11} \leq S_{11}^+, S_{22}^- \leq \sigma_{22} \leq S_{22}^+, S_{33}^- \leq \sigma_{33} \leq S_{33}^+, S_{12} \leq \sigma_{12}, S_{13} \leq \sigma_{13}, S_{23} \leq \sigma_{23}, \quad (5)$$

где  $S_{ij}^+$ ,  $S_{ij}^-$ ,  $S_{ij}$  – пределы статической прочности материала на растяжение, сжатие и сдвиг соответственно в локальной системе координат слоя.

Запас прочности углепластика по различным составляющим напряженного состояния оценивался по уравнению

$$n_{ij} = \min_{r \in V^{(l)}} \left( \frac{S_{ij}}{\sigma_{ij}(\mathbf{r})k} \right), \quad (6)$$

где  $k$  – коэффициент снижения статической прочности материала вследствие воздействия различных факторов внешней среды.

Минимальное по всем компонентам  $\sigma_{ij}$  значение  $n_{ij}$  будет определять запас прочности композитной ЛСА.

## 2. Анализ НДС и оценка прочности ЛСА из ПКМ

Для предварительного анализа напряженного состояния конструкции было получено поле эквивалентных напряжений по критерию Мизеса (рис. 4). Анализ картины распределения эквивалентных напряжений показал, что максимальное значение напряжений  $\sigma_{\text{ЭКВ}} = 210$  МПа наблюдается на титановой накладке передней кромки пера лопатки.

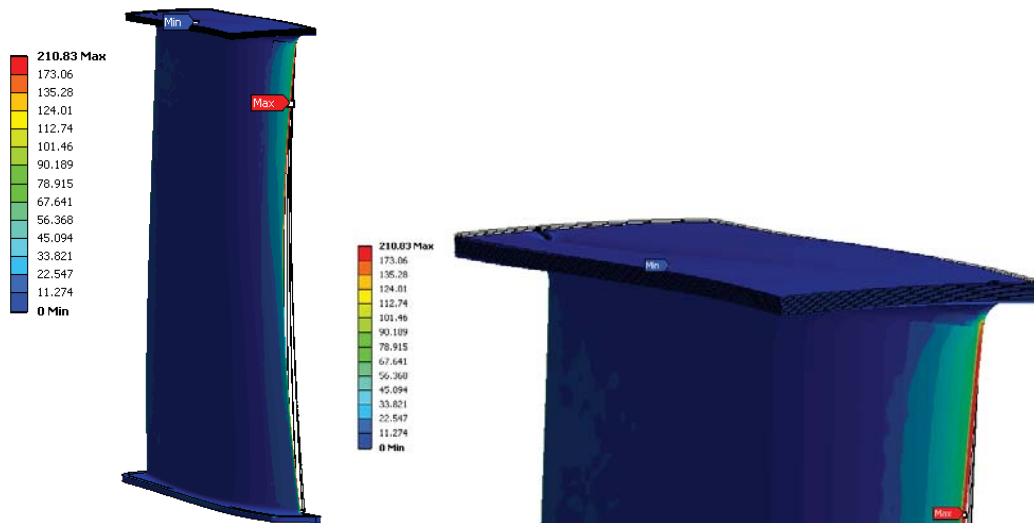


Рис. 4. Поля эквивалентных напряжений по критерию Мизеса (МПа)

В углепластиковой части конструкции область максимальных эквивалентных напряжений наблюдается в области перегиба слоев верхней полки ЛСА, где  $\sigma_{\text{ЭКВ}}$  достигают значений 140 МПа (рис. 5). В области перегиба слоев нижней полки значения максимальных эквивалентных напряжений в два раза ниже и составляют 73 МПа. Следует отметить, что при использовании уплотнительной прокладки в закреплении нижней полки по сравнению с вариантом закрепления, рассмотренным в работе [20], происходит смещение области высоких напряжений с перегиба слоев нижней полки в перегиб слоев верхней полки. При этом наблюдается уменьшение максимальных напряжений в конструкции почти в два раза.



Анализ полей осевых перемещений ЛСА показал, что при данном виде закрепления наиболее сильное отклонение от своего первоначального состояния имеет центральная часть пера лопатки вдоль оси  $Y$ , соответствующей оси двигателя (рис. 6). Максимальные перемещения по оси  $Y$  составили 0,66 мм.

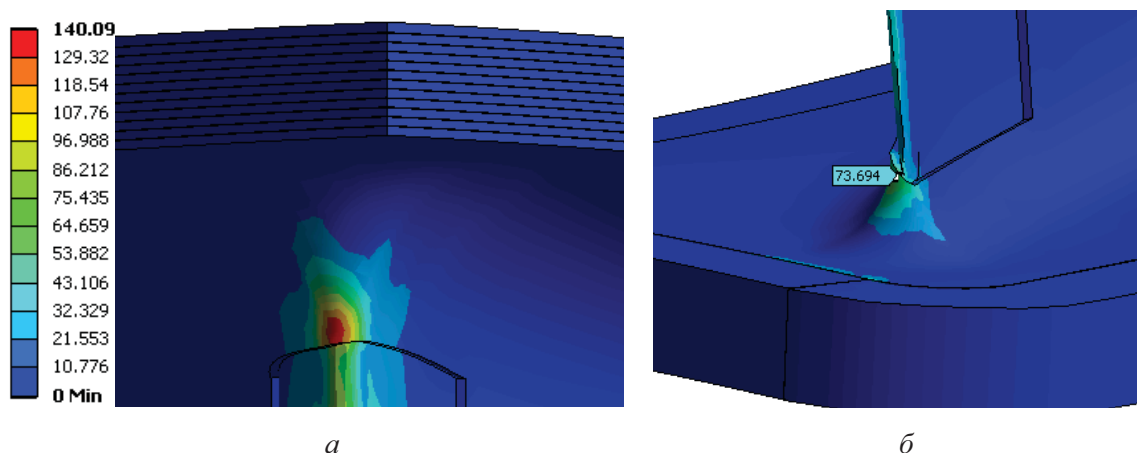


Рис. 5. Поля эквивалентных напряжений по критерию Мизеса (МПа) в области перегиба слоев:  $a$  – в районе верхней полки;  $b$  – в районе нижней полки

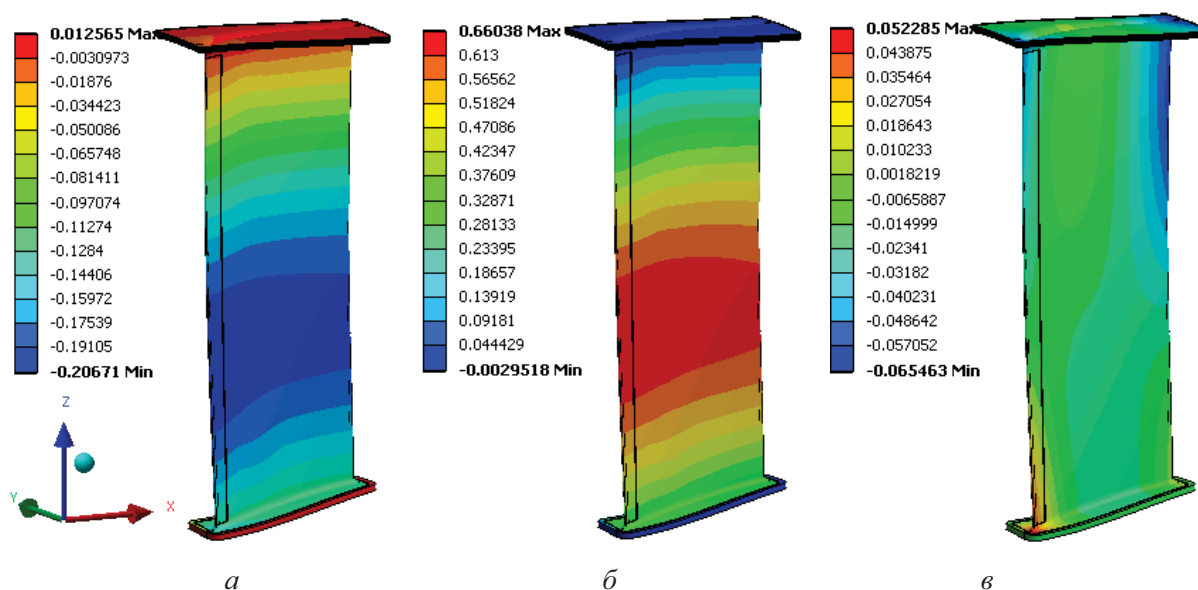


Рис. 6. Распределение полей перемещений в ЛСА из ПКМ в глобальной системе координат (мм):  $a$  –  $U_x$ ;  $b$  –  $U_y$ ;  $в$  –  $U_z$

При сравнении с предыдущим вариантом закрепления нижней полки [20] наблюдается увеличение осевых перемещений на 21 %, а также смещение зоны максимальных перемещений в сторону нижней полки, что, в свою очередь, приводит к повышению изгибающего момента в районе верхней полки и как следствие повышение максимальных напряжений в этой области. В прокладке максимальные перемещения наблюдаются в осевом направлении и составляют 0,34 мм (рис. 7). Таким образом, снижение жесткости пера лопатки можно объяснить возможностью нижней полки перемещаться в осевом направлении. Вместе с тем стоит отметить, что ЛСА из ПКМ с титановой накладкой на передней кромке обладает большей жесткостью по сравнению с ЛСА, изготовленной из

алюминия, в которой осевые перемещения по оси  $Y$  составили 1,16 мм. Детальный анализ изменения аэродинамического профиля при воздействии воздушного потока на металлическую и композитную лопатку с различными углами армирования и вариантами закрепления будет выполнен в последующих исследованиях.

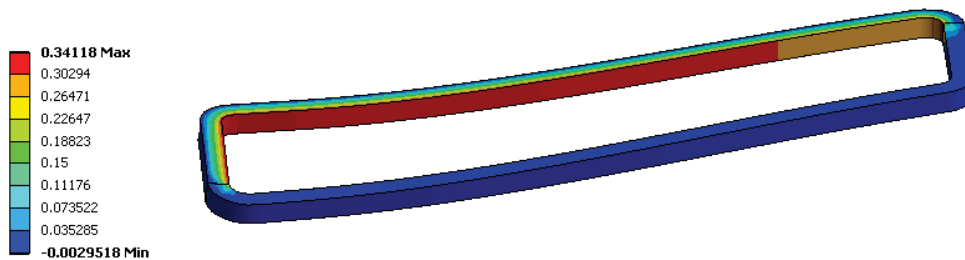


Рис. 7. Распределение полей осевых перемещений уплотнительной прокладки по  $OY$  (мм)

Анализ распределения полей напряжений в направлениях армирования слоев по основе и утку показывает, что они достигают наибольшего значения в окрестности зоны перегиба слоев. Зоны концентрации этих напряжений находятся в районе верхней части входной кромки лопатки, в месте перехода в верхнюю полку (рис. 8), а также по длине передней кромки. При этом максимальные значения этих напряжений возникают на поверхности первого слоя. Максимальные нормальные растягивающие напряжения вдоль основы  $\sigma_{11} = 112,5$  МПа, вдоль утка  $\sigma_{22} = 87,9$  МПа, а максимальные сжимающие напряжения соответственно  $\sigma_{11} = -104,3$  МПа,  $\sigma_{22} = -57,3$  МПа.

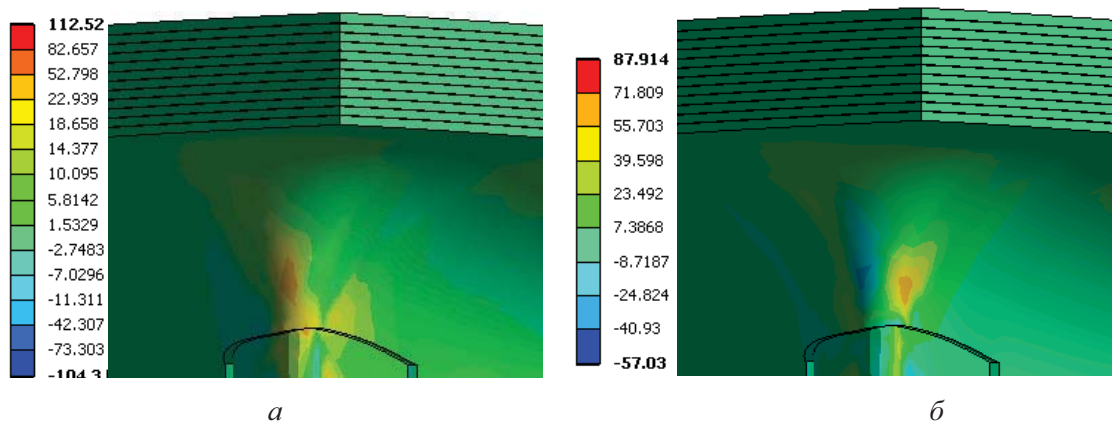


Рис. 8. Распределение полей напряжений вдоль основы  $\sigma_{11}$  (а) и вдоль утка  $\sigma_{22}$  (б) в районе передней кромки верхней полки ЛСА (МПа)

Поля нормальных и касательных межслойных напряжений  $\tau_{13}$  и  $\sigma_{33}$  представлены на рис. 9. Максимальные значения нормальных межслойных напряжений  $\sigma_{33}$  наблюдаются между первым и вторым слоем углепластика в районе передней кромки верхней полки ЛСА. Сжимающие напряжения достигают абсолютного значения 9,32 МПа. На рис. 9 положительное значение сжимающих напряжений обусловлено тем, что ось  $OX_3$  локальной системы координат слоя совпадает с направлением внутренней нормали к поверхности конструкции, поскольку армирующие слои в компьютерной модели лопатки задаются от ее наружной поверхности к центру. Растягивающие межслойные напряжения  $\sigma_{33}$  не превышают уровня 2 МПа.

Для касательных напряжений  $\tau_{13}$  и  $\tau_{23}$  концентрации наблюдаются между первым и вторым слоем от наружной поверхности ЛСА у основания передней кромки верхней полки ЛСА и переходят в верхний слой ЛСА. Максимальное значение касательных напряжений в плоскости армирования  $\tau_{12}$  составили 25,4 МПа. Максимальное значение межслоевых касательных напряжений  $\tau_{13}$  и  $\tau_{23}$  равно 30,4 МПа.

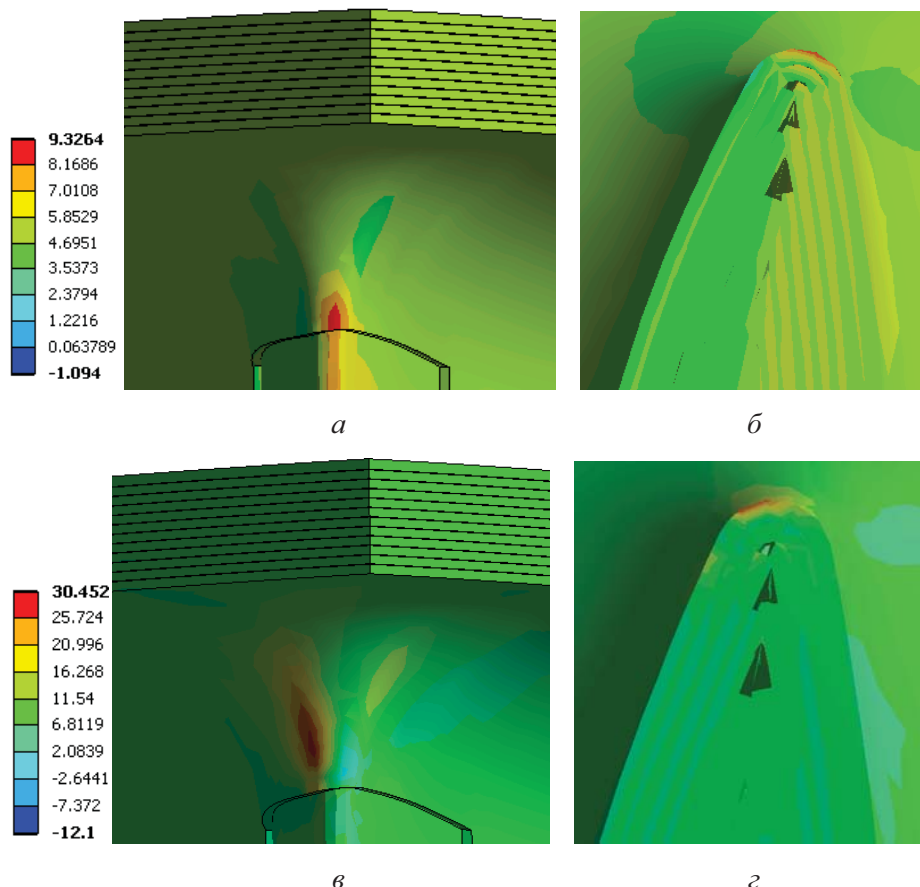


Рис. 9. Распределение межслоевых нормальных  $\sigma_{33}$  (а, б) и касательных  $\tau_{13}$  (в, г) напряжений в районе передней кромки верхней полки ЛСА (МПа)

Оценка статической прочности лопатки проводилась по критерию максимальных напряжений (7). Значения статической прочности углепластика принимались по данным экспериментов. Рассматриваемый материал являлся равнопрочным по направлениям основы и утка, прочность на растяжение и сжатие принималась одинаковой:  $S_{11}^+ = S_{11}^- = S_{22}^+ = S_{22}^- = 780$  МПа; прочность на межслойный сдвиг в направлении основы и утка:  $S_{13} = S_{23} = 70$  МПа; прочность на внутрислойный сдвиг  $S_{12} = 135$  МПа. Прочности поперек слоя  $S_{33}$  принималась аналогично оценкам работы [23]:  $S_{33}^+ = 47$  МПа,  $S_{33}^- = 128$  МПа. Коэффициент  $k$  в уравнении (8), учитывающий снижение статической прочности материала вследствие воздействия различных факторов внешней среды, принимался приблизительно равным 1,2, что соответствует требованиям, предъявляемым к конструкциям подобного типа.

Проведенная оценка дает следующие запасы статической прочности углепластика в конструкции ЛСА по напряжениям в слоях (8):

- по растягивающим напряжениям вдоль основы ткани коэффициент запаса прочности  $n_{11}$  составляет 5,7;
- по растягивающим напряжениям вдоль утка ткани коэффициент запаса прочности  $n_{22} = 7,3$ ;
- по нормальным сжимающим межслойным напряжениям коэффициент запаса прочности  $n_{33} = 11,0$ ;
- по сдвиговым напряжениям в плоскости армирования коэффициент запаса прочности  $n_{12} = 4,7$ ;
- по межслойным сдвиговым напряжениям коэффициент запаса прочности  $n_{13}, n_{23} = 2,0$ .

Таким образом, при эксплуатационных нагрузках наиболее опасными в конструкции лопасти из ПКМ являются сдвиговые межслойные напряжения. Запас статической прочности углепластиковой лопасти определяется этими напряжениями и составляет 2,0, что удовлетворяет требованиям, предъявляемым к данной конструкции.

## Заключение

В рамках проведенных исследований разработана уточненная методика расчета НДС и оценки статической прочности ЛСА в трехмерной постановке с учетом полной технологической схемы укладки и анизотропии свойств армирующих слоев и способа закрепления детали в замковом соединении.

По результатам вычислительных экспериментов обнаружено, что область максимальных напряжений наблюдается в области перегиба слоев верхней полки ЛСА. При использовании уплотнительной прокладки в закреплении нижней полки, вместо консольного закрепления в пазу, происходит смещение области высоких напряжений с перегиба слоев нижней полки в перегиб слоев верхней полки. При этом наблюдается уменьшение максимальных напряжений в конструкции почти в два раза.

Анализ напряжений в слоях ЛСА из ПКМ выявил, что наиболее опасными, определяющими запас прочности конструкции, являются сдвиговые межслойные напряжения в зоне перехода передней кромки в верхнюю полку ЛСА. Выбранный материал и схема армирования  $[0^\circ/\pm 45^\circ]$  позволяет обеспечить двукратный запас статической прочности разработанной углепластиковой лопасти при эксплуатационных нагрузках.

Следует отметить, что в реальных условиях эксплуатации рассматриваемая конструкция работает в широком спектре динамических воздействий, что обуславливает вероятность усталостного разрушения детали. На следующих этапах работы будет проведено исследование механического поведения ЛСА из ПКМ при динамическом высокочастотном нагружении, с использованием кинетических моделей накопления повреждений в слоях композиционного материала. Кроме того, планируется экспериментальная проверка расчетных оценок статической и усталостной прочности конструкции и при необходимости – корректировка математической модели ЛСА из ПКМ.

Работа выполнена при финансовой поддержке государства в лице Минобрнауки РФ в рамках федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы» по теме «Научное обоснование конструкторско-технологических решений по созданию высоконагруженных узлов перспективных авиационных двигателей, подверженных ин-

тенсивному воздействию аэродинамических факторов, из полимерных композиционных материалов на примере лопатки спрямляющего аппарата». Уникальный идентификатор прикладных научных исследований RFMEFI57414X0080.

## Библиографический список

1. Гагауз Ф.М. Проблемы технологии формирования соединительных узлов конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. ХАИ. – 2012. – № 4 (72). – С. 15–20.
2. Carsten C. Aero-mechanical optimisation of a structural fan outlet guide vane // Structural and multi-disciplinary optimization. – 2011. – Vol. 44. – No. 1. – P. 125–136. DOI: 10.1007/s00158-010-0617-4
3. Технологии и задачи механики композиционных материалов для создания лопатки спрямляющего аппарата авиационного двигателя / А.Н. Аношкин, В.Ю. Зуйко, Г.С. Шипунов, А.А. Третьяков // Вестник ПНИПУ. Механика. – 2014. – № 4. – С. 5–44. DOI: 10.15593/perm.mech/2014.4.01
4. Иноземцев А.А., Нихамкин М.Ш., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Т. 2. – М.: Машиностроение, 2008. – 368 с.
5. Конструкция и прочность авиационных газотурбинных двигателей / Л.П. Лоцицкий [и др.]. – М.: Воздушный транспорт, 1992.
6. Пат. 2317448 RU С2. Спрямляющий лопаточный аппарат компрессора авиационного двигателя с приклеенными лопатками / Мон К.М. [и др.]. Снекма Мотер, 2008.
7. Patent 5074752 A US. Gas turbine outlet guide vane mounting assembly / Murphy G.C., Haaser F.G., Matacia A.J. General Electric Company, 1991.
8. Patent EP 1219785 A1. Gas turbine vane installation / Glover S.L., Manning T.E. United Technologies Corporation, 2002.
9. Patent 6343912 B1 US. Gas turbine or jet engine stator vane frame / Manteiga J.A., Nussbaum J.H., Noon J.L. General Electric Company, 2002.
10. Patent 6619917 B2 US. Machined fan exit guide vane attachment pockets for use in a gas turbine / Glover S. L., Manning T. E. United Technologies Corporation, 2003.
11. Patent 20110192166 A1 US. Outlet guide vane structure / Mulcaire T.G. Rolls-Royce Plc, 2011.
12. Пат. 50257 РФ. Спрямляющий аппарат компрессора / Лазарев М.А., ОАО «НПО Сатурн», 2005.
13. Пат. 2290285 С2 RU. Способ пайки лопаток спрямляющего аппарата компрессора турбореактивного двигателя / Клемен Ж-Ф., Д. Снекма Мотер, 2006.
14. Patent 8734101 B2 US. Composite vane mounting / McDonald S.A. [et al.]. General Electric Co., 2014.
15. Finite element analysis of composite T-joints used in wind turbine blades / Y. Wang, C. Soutis, A. Hajdaei, P.J. Hogg // Plastics, Rubber and Composites. – 2015. – Vol. 44. – No. 3. – P. 87–97. DOI: 10.1179/1743289814Y.0000000113
16. Аношкин А.Н., Ташкинов А.А., Грицевич А.М. Прогнозирование несущей способности композитных фланцев корпусных деталей авиадвигателей // Механика композитных материалов. – 1997. – Т. 33, № 3. – С. 255–262. DOI: 10.1007/s00158-010-0617-4
17. Аношкин А.Н., Ташкинов А.А. Нестационарные процессы накопления повреждений композитных фланцев при циклических нагрузках // Механика композитных материалов. – 1997. – Т. 33, № 5. – С. 449–454.
18. Расчет НДС и оценка прочности композитного фланца стеклопластикового кожуха авиационного газотурбинного двигателя / А.Н. Аношкин, М.В. Рудаков, И.С. Страумит, Е.Н. Шустова // Вестн. Уфим. гос. авиац. техн. ун-та. – 2011. – Т. 15, № 1 (41). – С. 67–75.

19. Моделирование механических испытаний образца-сегмента композитного фланца кожуха авиадвигателя / А.Н. Аношкин, М.В.Рудаков, И.С.Страумит, М.А. Гринев // Изв. Самар. науч. центра РАН. – 2011. – Т. 13, № 1–2. – С. 283–289.

20. 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 ПНИПУ. Механика. – 2015. – № 3. – С. 38–51. DOI: 10.15593/perm.mech/2015.3.04

21. Абовский Н.П., Андреев Н.П., Деруга А.П. Вариационные принципы теории упругости и теории оболочек. – М.: Наука, 1978. – 287 с.

22. Скудра А.М., Булавс Ф.Я., Роценс К.А. Ползучесть и статическая усталость армированных пластиков. – Рига: Зинатне, 1971. – 238 с.

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

24. Лукина Н.Ф. Клеевые препреги на основе тканей Porcher – перспективные материалы для деталей и агрегатов из ПКМ [Электронный ресурс] // Труды ВИАМ. – 2014. – № 6. – URL: [http://viam-works.ru/ru/articles?art\\_id=677](http://viam-works.ru/ru/articles?art_id=677) (дата обращения: 19.11.15).

25. Дик Дж.С. Технология резины: Рецептуростроение и испытания: пер. с англ. / под ред. В.А. Шершнева. – СПб.: Научные основы и технологии, 2010. – 620 с.

26. Хорев А.И. Теория и практика создания титановых сплавов для перспективных конструкций // Технология машиностроения. – 2007. – № 12. – С. 5–13.

## References

1. Gagauz F.M. Problemy tekhnologii formirovaniia soedinitel'nykh uzlov konstruktсии letatel'nykh apparatov iz kompozitsionnykh materialov [Problems of molding technology for joints of aircraft constructions made of composite materials]. *Voprosy proektirovaniia i proizvodstva konstruktсии letatel'nykh apparatov. KhAI*, 2012, no. 4 (72), pp. 15-20.

2. Carsten C. Aero-mechanical optimisation of a structural fan outlet guide vane. *Structural and multidisciplinary optimization*, 2011, vol. 44, n. 1, pp. 125-136. DOI: 10.1007/s00158-010-0617-4

3. Anoshkin A.N., Zuiko V.Yu., Shipunov G.S., Tretyakov A.A. Technologies and problems of composite materials mechanics for production of outlet guide vane for aircraft jet engine. *PNRPU Mechanics Bulletin*, 2014, no. 4, pp. 5-44. DOI: 10.15593/perm.mech/2014.4.01

4. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.Sh., Sandratskii V.L. Osnovy konstruirovaniia aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok. Vol. 2 [Design principles of aircraft engines and power plants]. Moscow: Mashinostroenie, 2008. 368 p.

5. Lozitskii L.P. [et al.] Konstruktsiia i prochnost' aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei [The design and strength of aircraft gas turbine engines]. Moscow: Vozdushnyi transport, 1992.

6. Mon K.M. [et al.]. Spriamliaiushhii lopatochnyi apparat kompressora aviatsionnogo dvigatel'ia s prikleennymi lopatkami [Aircraft engine compressor straightening blade device with the glued blades]. *Patent RF No. 2317448 C2*. Snekma moter, 2008.

7. Murphy G.C., Haaser F.G., Matacia A.J. Gas turbine outlet guide vane mounting assembly. *Patent RF No. US 5074752 A*. General Electric Company, 1991.

8. Glover S.L., Manning T.E. Gas turbine vane installation. *Patent EP No. 1219785 A1*. United Technologies Corporation, 2002.

9. Manteiga J.A., Nussbaum J.H., Noon J.L. Gas turbine or jet engine stator vane frame. *Patent US No. 6343912 B1*. General Electric Company, 2002.

10. Glover S.L., Manning T.E. Machined fan exit guide vane attachment pockets for use in a gas turbine. *Patent US No. 6619917 B2*. United Technologies Corporation, 2003.

11. Mulcaire T.G. Outlet guide vane structure. *Patent US No. 20110192166 A1*. Rolls-Royce Plc, 2011.

12. Lazarev M.A. Spriamliaiushchii apparat kompressora [Straightener blade]. *Patent No. 50257*. JSC “NPO Saturn”, 2005.

13. Klemen Z-F. D. Sposob pajki lopatok sprjamljajushhego apparata kompressora turboreaktivnogo dvigatelja [Method for soldering vanes of straightening apparatus of compressor of turbine-jet engine]. *Patent RU No. 2290285 C2*. Snema moter, 2006.

14. McDonald S.A. [et al.]. Composite vane mounting. *Patent US No. 8734101 B2*. General Electric Co., 2014.

15. Wang Y., Soutis C., Hajdaei A., Hogg P.J. Finite element analysis of composite T-joints used in wind turbine blades. *Plastics, Rubber and Composites*, 2015, vol. 44, no. 3, pp. 87-97. DOI: 10.1179/1743289814Y.0000000113

16. Anoshkin A.N., Tashkinov A.A., Gritsevich A.M. Prediction of the bearing capacity of composite flanges for aircraft-engine casing parts. *Mechanics of Composite Materials*, 1997, vol. 03, pp. 255-262. DOI: 10.1007/BF02256083

17. Anoshkin A.N., Tashkinov A.A. Nonsteady-state damage accumulation processes in composite flanges under cyclic loads. *Mechanics of Composite Materials*, 1997, vol. 33, no. 5. DOI: 10.1007/BF02256899

18. Anoshkin A.N., Rudakov M.V., Straumit I.S., Shustova E.N. Raschet NDS i otsenka prochnosti kompozitnogo flantsa stekloplastikovogo kozhukha aviatsionnogo gazoturbinnogo dvigatelja [Stress-strain analysis and strength prediction of composite flange of fiberglass shell for aircraft gas turbine engine]. *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo tekhnologicheskogo universiteta*, 2011, vol. 15, no. 1 (41), pp. 67-75.

19. Anoshkin A.N., Rudakov M.V., Straumit I.S., Grinev M.A. Modelirovanie mekhanicheskikh ispytaniy obraztsa-segmenta kompozitnogo flantsa kozhukha aviadvigatelja [Mechanical test simulation for composite flange sample of aircraft engine shell]. *Proceedings of the Samara scientific center of the Russian academy of sciences*, 2011, vol. 13, no. 1-2, pp. 283-289.

20. Grinev M.A., Anoshkin A.N., Pisarev P.V., Zuiko V.Yu., Shipunov G.S. CAD/CAE modelling of mechanical behavior of composite outlet guide vane for aircraft jet engine. *PNRPU Mechanics Bulletin*, 2015, no. 3, pp. 38-51. DOI: 10.15593/perm.mech/2015.3.04

21. Abovsky N.P., Andreev N.P., Deruga A.P. Variatsionnye printsipy teorii uprugosti i teoriobolochek [Variational principles of the elasticity theory and the shell theory]. Moscow: Nauka, 1978. 287 p.

22. Skudra A.M., Bulavs F.Ia., Rotsens K.A. Polzuchest' i staticheskaia ustalost' armirovannykh plastikov [Creep and static fatigue of reinforced plastics]. Riga: Zinatne, 1971. 238 p.

23. Anoshkin A.N., Tashkinov A.A. Prognozirovanie nesushchey sposobnosti kompozitnykh flantsev korpusnykh detaley aviadvigateley [Prediction of carrying capacity of composite flanges for the aircraft engine casing parts]. Permskii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet, 1998. 101 p.

24. Lukina N.F. Kleevye prepregi na osnove tkanei Porcher – perspektivnye materialy dlia detalei i agregatov iz PKM [Adhesive prepregs based on tissue Porcher – perspective materials for parts and unitsout of polymeric composite materials]. *Trudy VIAM*, 2014, no. 6, available at: [http://viamworks.ru/ru/articles?art\\_id=677](http://viamworks.ru/ru/articles?art_id=677) (accessed 19 November 2015).

25. Dick J.S. Tekhnologiya reziny: Retsepturostroenie i ispytaniia [Rubber technology: compounding and testing for performance]. Saint Petersburg: Nauchnye osnovy i tekhnologii, 2010. 620 p.

26. Khorev A.I. Teoriia i praktika sozdaniia titanovykh splavov dlia perspektivnykh konstruksii [Theory and practice of titanium alloys for advanced constructions]. *Technology of Mechanical Engineering*, 2007, no.12, pp. 5-13.