



ВЕСТНИК ПНИПУ. МЕХАНИКА

№ 3, 2015

PNRPU MECHANICS BULLETIN

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



DOI: 10.15593/perm.mech/2015.3.04

УДК 629.7.036.34; 678(075)

КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКОГО ПОВЕДЕНИЯ КОМПОЗИТНОЙ ЛОПАТКИ СПРЯМЛЯЮЩЕГО АППАРАТА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

М.А. Гринев¹, А.Н. Аношкин², П.В. Писарев², В.Ю. Зуйко², Г.С. Шипунов²

¹ОАО «Авиадвигатель», Пермь, Россия

²Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

О СТАТЬЕ

Получена: 15 августа 2015 г.
Принята: 7 сентября 2015 г.
Опубликована: 30 сентября 2015 г.

Ключевые слова:

авиационная двигательная установка, турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД), лопатка спрямляющего аппарата, полимерные композиционные материалы, углепластик, механика композиционных материалов, напряженно-деформированное состояние, метод конечных элементов (МКЭ), вычислительный эксперимент, препрег, механические испытания, схема армирования, жесткость, прочность, CAD/CAE-система

АННОТАЦИЯ

В настоящее время мировой тенденцией в авиационном двигателестроении, как и в авиационной промышленности в целом, является замена металлических сплавов на композиционные материалы, которые позволяют добиться значительного снижения веса изделия и повышения эксплуатационных характеристик. При этом исследуется и уже реализуется на практике внедрение композитов не только в слабонагруженные элементы, но и в конструкцию ответственных силовых узлов, таких как рабочие лопатки вентилятора и лопатки спрямляющего аппарата (ЛСА). Последние представляют собой лопатки специализированного профиля, обеспечивающие выравнивание воздушного потока на выходе с вентилятора.

Проектирование и разработка технологии создания ЛСА является комплексной научно-технической задачей, включающей моделирование, расчет и проектирование композитной конструкции, определение ее конструктивных особенностей и схемы армирования, а также выбор материалов, технологической схемы и оптимальных технологических режимов изготовления. Данной проблемой серьезно занимаются такие гиганты двигателестроения, как General Electric, Rolls-Royce, SNECMA. Поэтому создание лопатки спрямляющего аппарата из композиционных материалов для нового российского двигателя ПД-14, планируемого для установки на ближне-среднемагистральный самолет МС-21, является весьма актуальной задачей. Простой расчет показывает, что за счет применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) вместо металла в таких лопатках выигрыш по весу сможет составить порядка 8–10 кг.

Целью настоящей работы является реализация компьютерных технологий проектирования и численных методов прочностного анализа применительно к композитной лопатке спрямляющего аппарата авиационной двигательной установки ПД-14.

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

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

Для проведения численного анализа напряженно-деформированного состояния ЛСА, выполненной из ПКМ, с помощью САД-системы NX разработана трехмерная модель лопатки. В рамках вычислительных экспериментов, реализованных с помощью пакета конечно-элементного анализа ANSYS Workbench, на примере лопатки, изготовленной на основе равнопрочного тканого материала по препреговой технологии, отработана методика оценки статической прочности рассматриваемого изделия. Созданная численная модель позволяет анализировать поля напряжений и деформаций как по всему эффективному объему лопатки, так и в каждом слое отдельно. Было рассмотрено четыре схемы армирования. Показано, что для выбранного материала оптимальной с точки зрения прочности и жесткости изделия является квазиизотропная схема армирования, называемая также «черный алюминий» («black aluminum»). Численные расчеты подтвердили предварительные аналитические оценки эффективности использования различных материалов и схем армирования, проводившиеся авторами ранее.

© ПНИПУ

CAD/CAE MODELLING OF MECHANICAL BEHAVIOR OF COMPOSITE OUTLET GUIDE VANE FOR AIRCRAFT JET ENGINE

M.A. Grinev¹, A.N. Anoshkin², P.V. Pisarev², V.Yu. Zuiko², G.S. Shipunov²

¹ «Aviadvigatel», Perm, Russian Federation

² Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

ARTICLE INFO

Received: 15 August 2015
Accepted: 7 September 2015
Published: 30 September 2015

Keywords:

aviation propulsion, bypass turbofan aircraft engine, outlet guide vane (OGV), polymer composite materials, carbon fiber–reinforced plastic (CFRP), mechanics of composite materials, stress-strain state, finite element method (FEM), numerical simulation, prepreg, mechanical tests, reinforced scheme, stiffness, strength, CAD/CAE system

ABSTRACT

Today the world trend in aircraft engine industry is the replacement of metal alloys to composite materials which allows a significant weight reduction and increase of product performance. The use of composites not only for lightly loaded elements, but for the critical parts such as the fan blades and outlet guide vanes (OGV) is already researched and implemented. Outlet guide vanes (OGV) also called flow straightening vanes, are radially disposed behind the fan to straighten out the airflow to reduce losses in the outer contour of the engine.

Design and manufacturing techniques development for composite outlet guide vane is a complex scientific and engineering problem including modeling, simulation and design of composite structure, specifying its design features and reinforcement schemes, choosing materials and optimal manufacturing techniques. Such giants of aviation industry as GeneralElectric, Rolls-Royce, SNECMA are seriously engaged in this problem.

Therefore, manufacturing composite outlet guide vane for new domestic PD-14 aviation propulsion, scheduled for installation on the short-range and mid-range jet aircraft MS-21 is a very important problem. It's easy to show that the use of polymeric composite materials (PCM) instead of metal in OGV can lead to decrease of engine weight for up to 8-10 kg.

The goal of this work is the implementation of CAD/CAE technologies for engineering analysis of composite outlet guide vanes of PD-14 engine.

The three-dimensional model of OGV for stress-strain analysis was developed in Siemens NX CAD-system. The numerical simulation of mechanical behavior of OGV made of balanced textile CFRP under the static pressure was carried out with ANSYS Workbench software. The technique of static strength prediction was examined. The developed numerical model allows analyzing the effective stress-strain fields in whole volume and its components in each layer separately. The four reinforcement schemes were reviewed. It was shown that the quasi-isotropic reinforcement scheme also called "black aluminum" is an optimal choice for obtaining the high strength and stiffness properties of OGV. The results of numerical simulation confirm the preliminary estimations of the effectiveness of composite materials application in the design of OGV obtained by the authors earlier.

© PNRPU

Введение

Разработка и создание авиационных деталей из полимерных композиционных материалов для современных ТРДД является комплексом сложных и связанных задач. Подход к решению таких задач заключается в выборе оптимального сочетания технологий и материалов; проведении математического моделирования напряженно-деформированного состояния конструкции и технологических процессов производства; организации экспериментальных исследований для определения исходных характеристик материалов и подтверждения эксплуатационных качеств изделия; осуществлении технологической отработки всей производственной цепочки.

Настоящая работа связана с актуальной задачей изготовления лопаток спрямляющего аппарата (ЛСА) двигателя ПД-14 из композиционных материалов [1–7]. Данное изделие представляет собой лопатку специализированного профиля, обеспечивающую выравнивание воздушного потока на выходе с вентилятора [8–14]. Рассматриваемый элемент двигательной установки является статорной деталью, нагруженной воздушным потоком, и в текущем конструктивном исполнении изготавливается из алюминия АК-4. Замена же металлической лопатки на лопатку из полимерных композиционных материалов позволит обеспечить снижение веса спрямляющего аппарата на 8–10 кг. В работе [1] были исследованы мировые тенденции и современное состояние рассматриваемой научно-технической проблемы в отечественном двигателестроении. Проведен анализ основных технологических процессов для изготовления ЛСА с учетом особенностей их реализации, представлен перечень основных материалов и их физико-механические характеристики. Кроме того, была проведена предварительная оценка упругих и прочностных свойств слоистых пакетов из нескольких видов материалов с разными схемами армирования и полученных по различным технологиям. Эффективность того или иного решения оценивалась путем сравнения прогнозируемых характеристик композитных ламинатов с аналогичными показателями алюминиевого сплава АК-4. Было показано, что предпочтительным вариантом для изготовления ЛСА является углепластик ВКУ-39 [1] на основе равнопрочной ткани, удельная прочность которого приблизительно в два раза выше аналогичного показателя АК-4.

Для более детального исследования напряженно-деформированного состояния ЛСА с учетом особенностей ее конструкции и реальных условий нагружения необходимо использовать численные методы инженерного анализа. Так, в рамках настоящей работы разработана трехмерная модель ЛСА и проведена серия численных экспериментов, направленных на изучение ее механического поведения. При этом рассматривались один тип материала ВКУ-39 и различные схемы армирования: $[0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ]$, $[0^\circ/90^\circ]$, $[0^\circ/60^\circ/120^\circ]$, $[0^\circ/\pm 45^\circ]$.

1. Постановка задачи исследования напряженно-деформированного состояния лопатки спрямляющего аппарата из полимерных композиционных материалов

Для проведения серии вычислительных экспериментов по расчету НДС ЛСА из ПКМ была построена геометрическая модель с использованием специализированных программных комплексов Simens NX и FiberSIM [15, 16], также был изготовлен прототип ло-

патки (рис. 1). Программа FiberSIM является надстройкой в САД-системе NX и позволяет создавать слоистую структуру композитного изделия и генерировать развертки каждого из слоев для последующей выкладки. Геометрическая модель представляет собой многослойную конструкцию с 24 «образующими поверхностями», на базе каждого из которых выкладывается по два слоя толщиной 0,21 мм.

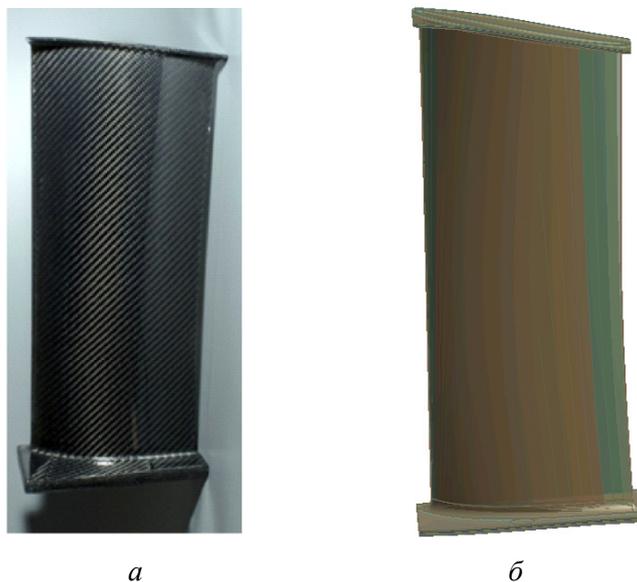


Рис. 1. Лопатка спрямляющего аппарата: *a* – изготовленный прототип; *б* – твердотельная модель

Математическая постановка решаемой задачи соответствовала теории упругости анизотропного тела.

В вариационной формулировке эта математическая постановка для рассматриваемой неоднородной конструкции заключается в отыскании минимума функционала Лагранжа с дополнительными условиями [17]. Вариация функционала при отсутствии массовых сил и дополнительные условия имеют вид

$$\delta J_u = \int_V \varepsilon_{ij} C_{ijkl} \delta \varepsilon_{kl} dV - \int_{S_i} F_i \cdot \delta u_i dS, \quad \varepsilon_{ij} = \frac{1}{2}(u_{i,j} + u_{j,i}), \quad (1)$$

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

Для каждого ортотропного слоя подобласти $V^{(p)}$ компоненты тензора модулей упругости $C_{ijkl}^{(p)}$ зависят не только от вида композиционного материала, но и от ориентации относительно глобальной системы координат конструкции его локальной системы координат $Ox_1x_2x_3$, оси которой совпадают с направлением нити основы ткани (Ox_1), нити утка (Ox_2) и перпендикуляром плоскости слоя (Ox_3). В установленной локальной системе координат компоненты тензора \tilde{C} удобно вычислять через технические упругие постоянные материала по формулам [2]

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

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

$$C_{i'j'k'l'} = C_{ijkl} \alpha_{i'i} \alpha_{j'j} \alpha_{k'k} \alpha_{l'l}, \tag{3}$$

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

Свойства углепластиковых слоев ВКУ-39 вдоль направления армирования принимались по результатам испытаний стандартных образцов, а для сдвиговых характеристик использовались оценочные данные из работы [18, 19]. Полный набор использованных в расчетах механических характеристик материалов приведен в табл. 1.

Таблица 1

Свойства материалов, использованные при расчете

Материал	E_{11}^+ , ГПа	E_{22}^+ , ГПа	G_{12} , ГПа	v_{12}	σ_{11}^+ , МПа	σ_{22}^+ , МПа	σ_{11}^- , МПа	σ_{22}^- , МПа	τ_{12} , МПа
ВКУ-39	63,9	63,9	4,08	0,3	809,0	809,0	804,0	804,0	150,0
АК-4	72,0		27,0	0,34	260,0		260,0		130

Примечание:

- σ_{11}^+ – предел прочности при растяжении вдоль основы;
- E_{11}^+ – модуль упругости при растяжении вдоль основы;
- σ_{22}^+ – предел прочности при растяжении поперек основы;
- E_{22}^+ – модуль упругости при растяжении поперек основы;
- σ_{11}^- – предел прочности при сжатии вдоль основы;
- σ_{22}^- – предел прочности при сжатии поперек основы;
- τ_{12} – предел прочности при межслоевом сдвиге;
- G_{12} – модуль сдвига.

Отметим, что из всех рассмотренных в работе вариантов укладки для данного материала только схема $[0^\circ/\pm 45^\circ]$ соответствует квазиизотропному случаю. При этом материал не обладает изотропией прочностных свойств в отличие от упругих характеристик. Так, на рис. 2 приведены диаграммы прочности для ВКУ-39 со схемой армирования $[0^\circ/\pm 45^\circ]$ в осях $\sigma_{11}\sigma_{22}$, $\sigma_{11}\sigma_{12}$ и $\sigma_{22}\sigma_{12}$. Данные характеристики получены аналитически

с использованием соотношений механики слоистых пластин и оболочек для случая плоского напряженно-деформированного состояния [20]. Приведенные оценки прочности слоистых пакетов получены по критерию наислабейшего звена – «начала разрушения» слоя. Анализируя диаграммы на рис. 2, отметим, что совместное действие сдвиговой и растягивающей или сжимающей нагрузки может привести к появлению трещин в композите при нагрузках, приблизительно в два раза меньших, чем при действии только одной компоненты нагружения.

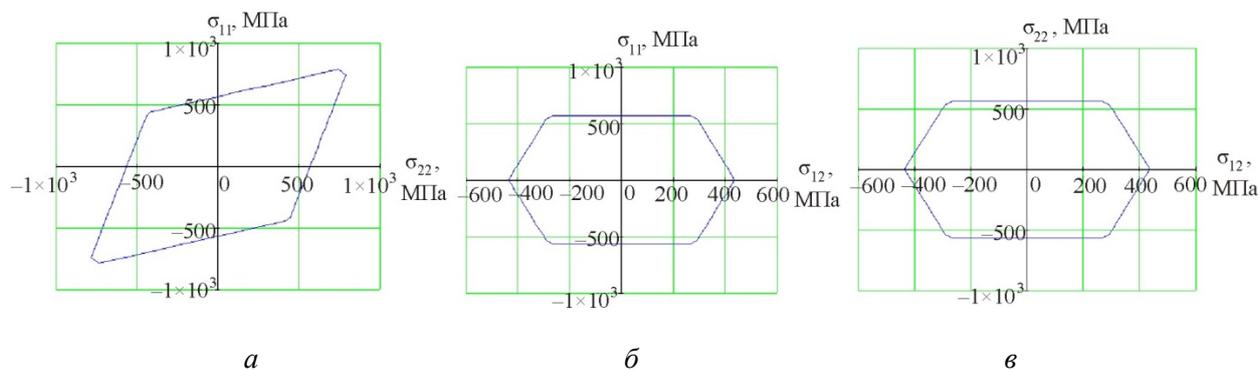


Рис. 2. Диаграммы прочности в осях σ_{11} - σ_{22} (а); σ_{11} - σ_{12} (б) и σ_{22} - σ_{12} (в) для углепластика ВКУ-39 со схемой армирования $[0^\circ/45^\circ]$ (препреговая технология)

Решение поставленной задачи осуществлялось методом конечных элементов в пакете ANSYS Workbench. Построение конечно-элементной модели в расчетной области является важным этапом численного эксперимента. Для лучшей сходимости решения и снижения погрешностей получаемых результатов генерировалась расчетная сетка, ячейки которой имеют призматическую форму [21]. Максимальный размер элемента для каждого слоя материала составлял 2 мм, минимальный – 1 мм. При построении и локальном измельчении сетки не допускались резкие отличия геометрических размеров соседних элементов. Выбор сетки с оптимальной плотностью считался завершенным, если разница между результатами последовательных расчетов не превышала 5–10%. Общее количество конечных элементов составило порядка 5 млн (рис. 3).

В качестве граничных условий задавались поля распределения давления по поверхности пера лопатки (рис. 4). Данные поля получены при соответствующих аэродинамических нагрузках при частоте вращения ротора $N = 4036$ об/мин. Осевая $R_{ос}$ и окружная $R_{окр}$ составляющие газодинамических сил, действующих на лопатку спрямляющего аппарата, равны 549,4 и 1305,6 Н соответственно. Поля распределенных нагрузок были представлены в виде табличных данных.

В местах крепления верхней полки к корпусу задавалось ограничение перемещений во всех направлениях (рис. 5). Для нижней полки задавалось ограничение перемещений по осевому и окружному направлению. Это обусловлено тем, что лопатка установлена в пазу корпуса нижнего сектора.

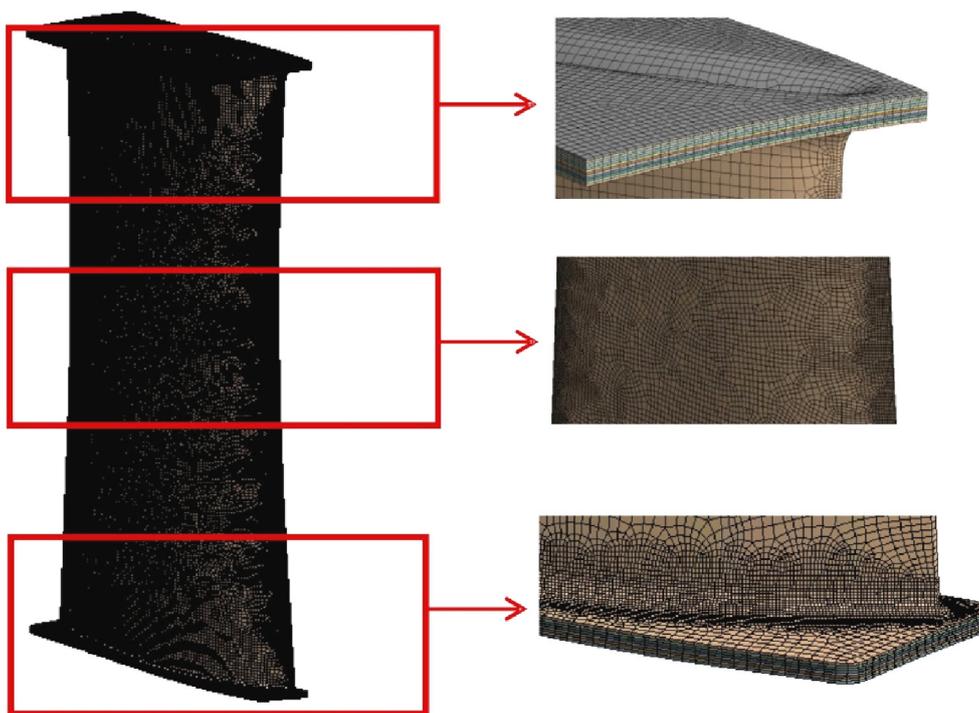


Рис. 3. Конечно-элементная сетка

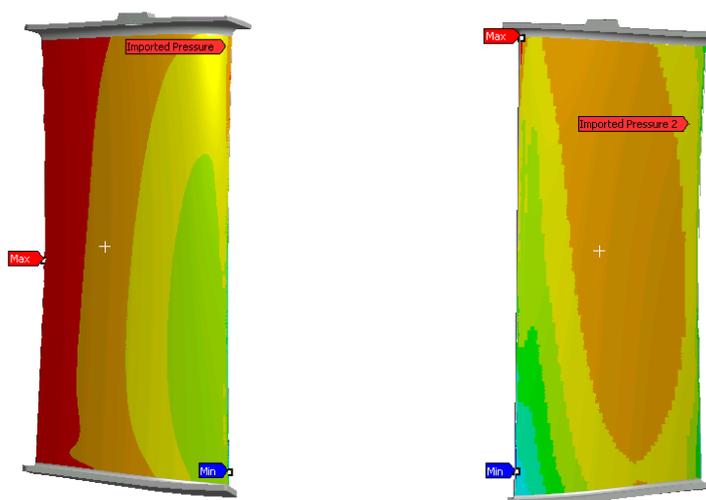


Рис. 4. Поля распределения давления по поверхностям ЛСА

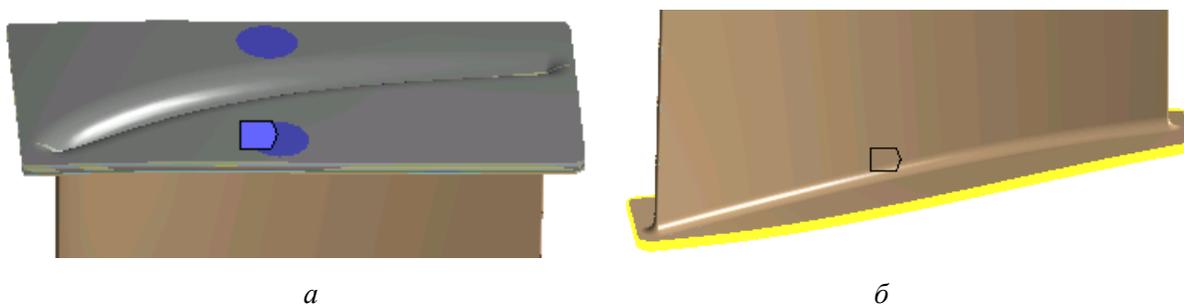


Рис. 5. Ограничение перемещений ЛСА: *a* – верхняя полка; *б* – нижняя полка

Для оценки прочности каждого слоя использовался критерий максимальных напряжений.

В качестве аппаратного обеспечения для вычислительных экспериментов использовались ресурсы высокопроизводительного вычислительного комплекса ЦКП – «Центра высокопроизводительных вычислительных систем» ПНИПУ, имеющего следующие технические характеристики:

- 88 вычислительных узлов;
- 128 четырехядерных процессоров «Barcelona-3» (всего 512 ядер);
- 48 восьмиядерных процессоров «Intel Xeon E5-2680» (всего 384 ядра);
- пиковая производительность 20 Тфлопс;
- производительность в тестовом пакете Linpack 78 %;
- объем системы хранения информации 12 ТБ;
- объем оперативной памяти 2816 Гбайт (128 Гбайт/узел);
- Windows HPC Server 2008 в качестве исполнительной среды.

2. Результаты численного моделирования

В ходе вычислительных экспериментов были получены результаты расчета НДС ЛСА из ВКУ-39 для рассмотренных схем армирования, которые представлены ниже. На рис. 6–9 приведены распределения эквивалентных напряжений по критерию Мизеса и нормальные напряжения в лопатке, выполненной по квазиизотропной схеме армирования $[0^\circ/\pm 45^\circ]$. Также представлены поля распределений полных и нормальных перемещений. Максимальные значения нормальных напряжений и перемещений для всех расчетных случаев приведены в табл. 2.

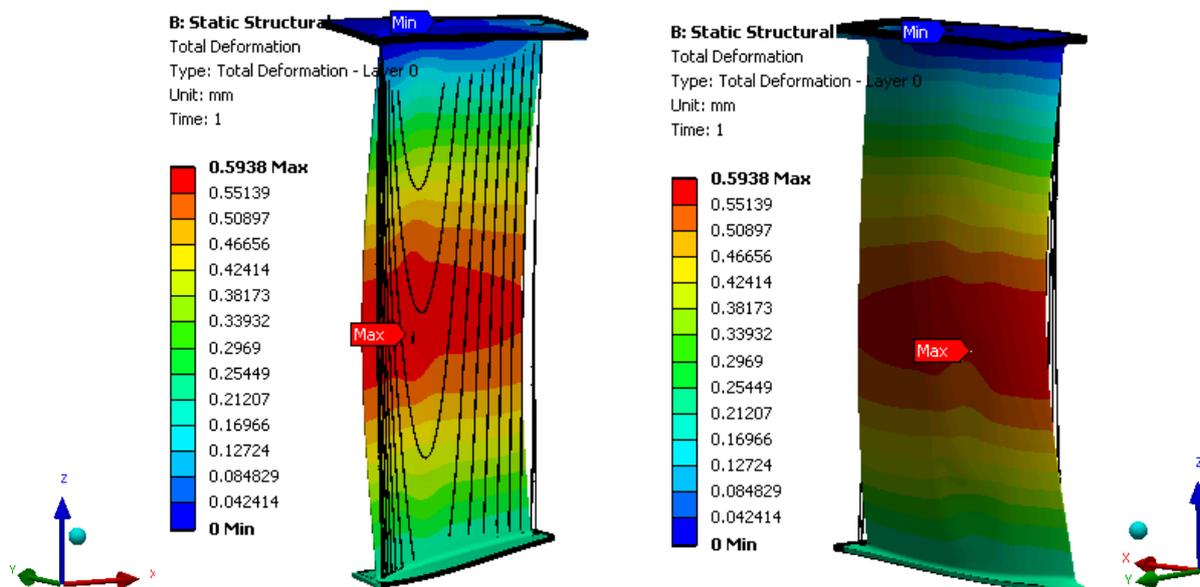


Рис. 6. Поля общих перемещений (в мм) в ЛСА из ВКУ-39 со схемой армирования $[0^\circ/\pm 45^\circ]$

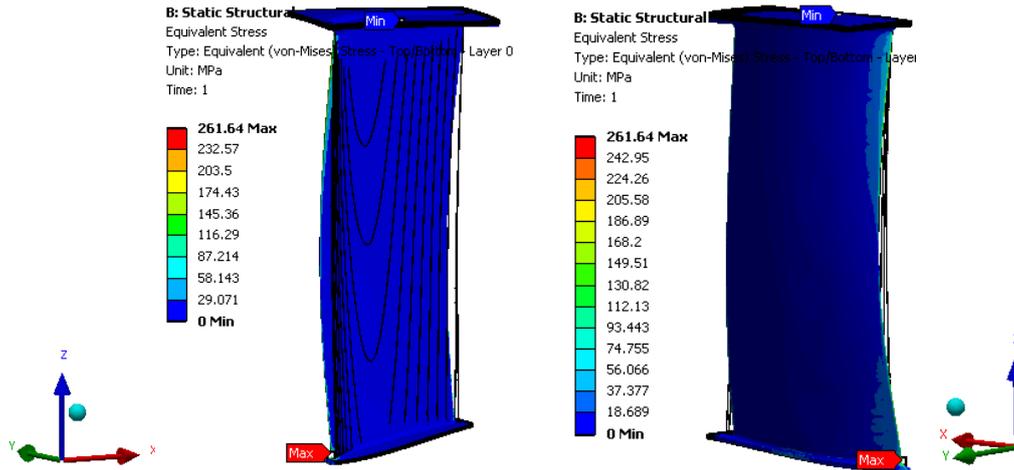


Рис. 7. Поля эквивалентных напряжений по критерию Мизеса (в МПа) в ЛСА из ВКУ-39 со схемой армирования $[0^\circ/\pm 45^\circ]$

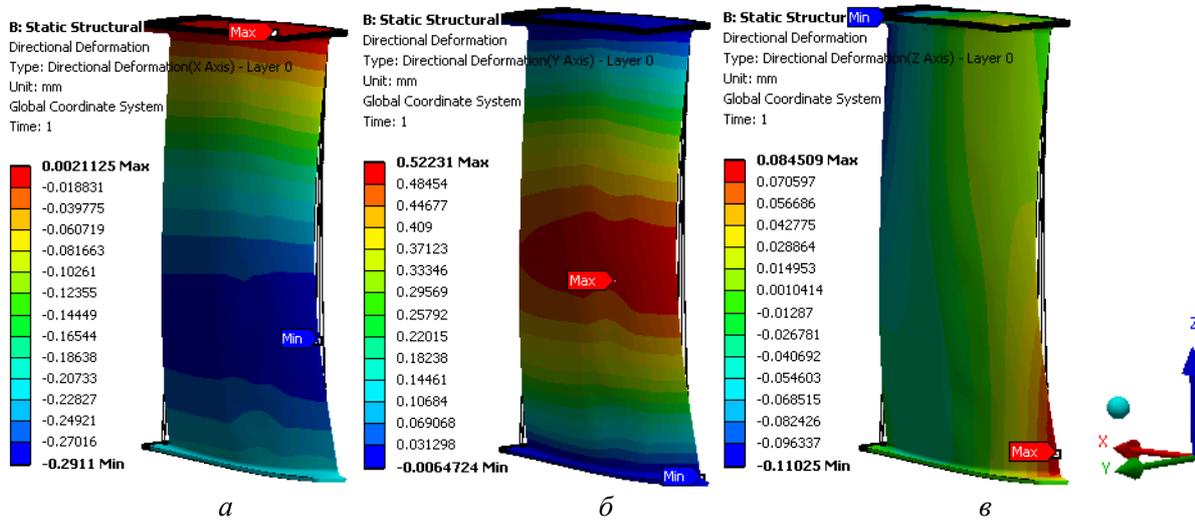


Рис. 8. Поля нормальных перемещений (в мм) в ЛСА из ВКУ-39 со схемой армирования $[0^\circ/\pm 45^\circ]$:
a – U_x ; *б* – U_y ; *в* – U_z

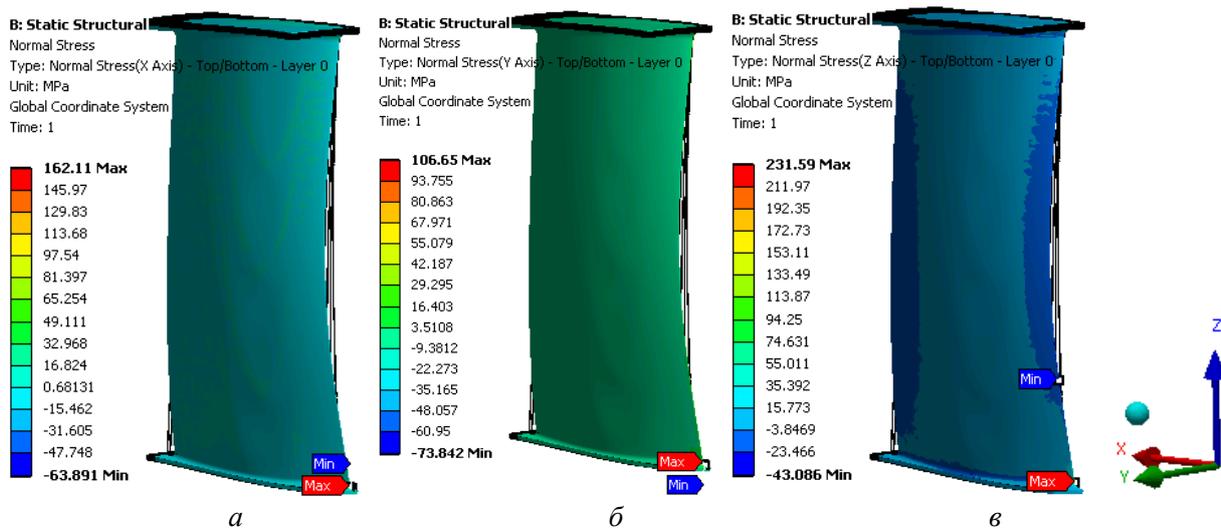


Рис. 9. Поля нормальных напряжений (в МПа) в ЛСА из ВКУ-39 со схемой армирования $[0^\circ/\pm 45^\circ]$: *a* – σ_x ; *б* – σ_y ; *в* – σ_z

Анализ полученных результатов показал, что в нагруженном состоянии наиболее сильное отклонение от своего первоначального состояния имеет центральная часть пера лопатки. Так, максимальные перемещения в осевом направлении U_y (ось y соответствует продольной оси двигателя) наблюдаются при схеме армирования $[0^\circ/90^\circ]$ и составляют по модулю 0,5 мм. Самый низкий уровень максимальных осевых перемещений U_y наблюдается при схеме армирования $[0^\circ/\pm 45^\circ]$ и составляет 0,467 мм по модулю. Таким образом, при переходе со схемы армирования $[0^\circ/\pm 45^\circ]$ на $[0^\circ/90^\circ]$ нормальные перемещения увеличиваются на 6,5 %.

Таблица 2

Максимальные нормальные напряжения и перемещения в ЛСА из ВКУ-39 при различных схемах армирования

Результаты численных расчетов	$[0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ]$	$[0^\circ/90^\circ]$	$[0^\circ/60^\circ/120^\circ]$	$[0^\circ/\pm 45^\circ]$
Нормальные перемещения U_x , мм	0,253	0,260	0,251	0,252
Нормальные перемещения U_y , мм	-0,475	-0,500	-0,469	-0,467
Нормальные перемещения U_z , мм	0,097	0,098	0,097	0,097
Нормальные напряжения σ_x , МПа	-127,760	-129,610	-125,690	-123,660
Нормальные напряжения σ_y , МПа	-85,400	-88,298	-85,927	-82,989
Нормальные напряжения σ_z , МПа	-193,930	-195,660	190,330	-185,670

Примечание:

- x – окружная координата в цилиндрической системе координат двигателя;
- y – осевая координата в цилиндрической системе координат двигателя;
- z – радиальная координата в цилиндрической системе координат двигателя.

Максимальные напряжения σ_z (ось z соответствует радиальному направлению в системе координат конструкции) реализуются в районе нижней части передней кромки лопатки, в месте перехода в нижнюю полку (рис. 10). При схемах армирования $[0^\circ/90^\circ]$ и $[0^\circ/\pm 45^\circ]$ наблюдаются соответственно наибольшие и наименьшие значения максимальных напряжений σ_z в радиальном направлении, которые составляют -195,66 и 185,67 МПа соответственно.

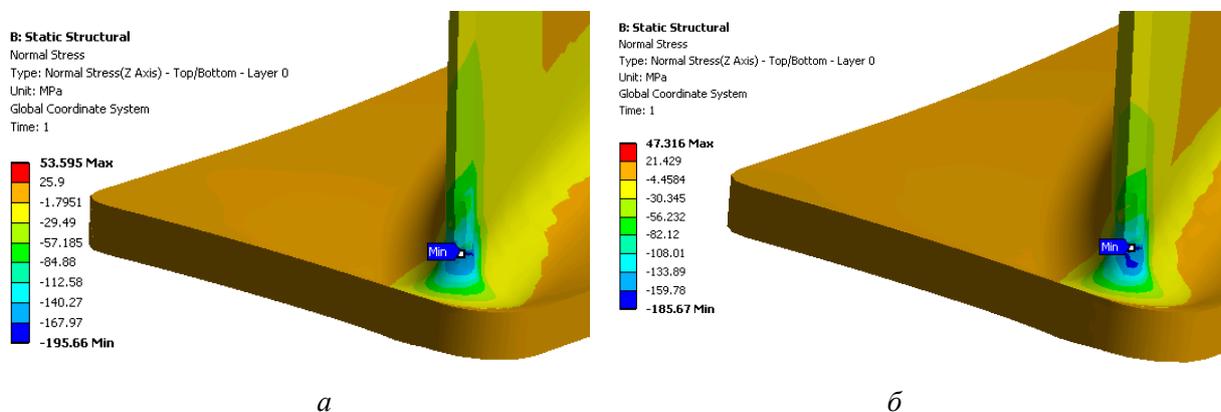


Рис. 10. Поля распределения нормальных напряжений σ_z в нижней части передней кромки

ЛСА для различных схем армирования: $a - [0^\circ/90^\circ]$; $b - [0^\circ/\pm 45^\circ]$

Таким образом, проведенные вычислительные эксперименты выявили, что наиболее приемлемой для материала ВКУ 39 является схема армирования $[0^\circ/\pm 45^\circ]$, так как при ее использовании наблюдаются самые низкие деформации и напряжения.

Сравнение максимальных напряжений (см. табл. 2) с соответствующими пределами прочности для слоистого пакета, полученными аналитически, с учетом возможного падения свойств материала от внешних воздействий на 20 %, дает следующие запасы статической прочности:

– в радиальном направлении коэффициент запаса прочности k_z составляет 2,4 (расчетный предел прочности на сжатие равен 453 МПа);

– в осевом направлении коэффициент запаса прочности k_y составляет 5,5 (расчетный предел прочности на сжатие равен 453 МПа).

Запас прочности для межслойного сдвига составляет 1,4 (максимальные по модулю касательные напряжения в лопатке составляют 45 МПа, а соответствующий предел прочности на сдвиг с учетом падения свойств – 61 МПа).

Необходимо отметить, что на следующем этапе работы будут проведены численные расчеты напряженно-деформированного состояния для прототипа-демонстратора ЛСА, в конструкцию которого заложены металлические элементы (входящая кромка, элементы крепления), что должно улучшить его прочностные характеристики.

Заключение

Проведенный ранее анализ технологий и композиционных материалов, пригодных для изготовления лопатки спрямляющего аппарата авиационного двигателя, позволил выделить из широкого диапазона доступных вариантов оптимальные пути решения поставленной научно-технической задачи. Для проведения более глубокого инженерного анализа, направленного на решение проблем технологического аспекта и получения уточненных прочностных оценок, с помощью САД-системы NX разработана трехмерная модель лопатки спрямляющего аппарата.

Отработка методики оценки статической прочности рассматриваемого изделия под действием аэродинамических нагрузок проводилась с помощью численного моделирования, реализованного в пакете конечно-элементного анализа ANSYS Workbench на примере лопатки, изготовленной на основе равнопрочного тканого материала по препреговой технологии. Было рассмотрено четыре схемы армирования.

Анализ напряженно-деформированного состояния проводился с использованием эффективных характеристик. Численные расчеты подтвердили предварительные аналитические оценки эффективности использования различных материалов и схем армирования. Так, было показано, что для выбранного материала оптимальной с точки зрения прочности и жесткости изделия является квазиизотропная схема армирования.

Наиболее предпочтительной является схема армирования $(0^\circ; \pm 45^\circ)$, которая обеспечивает наибольшую жесткость конструкции, максимальные перемещения в рабочей части лопатки не превышают 0,467 мм. Запас прочности лопатки с данной схемой армирования по напряжениям вдоль волокон составляет порядка 5,5, по межслойным напряжениям – порядка 1,4. Таким образом, в рабочей части лопатка из ПКМ обладает жесткостью и запасом прочности не меньше, чем алюминиевый аналог.

В дальнейшем с использованием разработанной модели будет проведен детальный анализ напряженного состояния в слоях композита и проанализированы участки перегиба слоев в окрестности полок, где наиболее вероятно появление технологических дефектов, а также возникновение высоких межслоевых напряжений и как следствие появление микротрещин при сравнительно небольших нагрузках.

Работа выполнена при финансовой поддержке государства в лице Минобрнауки России 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 интенсивному воздействию аэродинамических факторов, из полимерных композиционных материалов на примере лопатки спрямляющего аппарата». Уникальный идентификатор прикладных научных исследований RFMEFI57414X0080.

Библиографический список

1. 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 Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2014. – № 4. – С. 5–44. DOI: 10.15593/perm.mech/2014.4.01
2. Рубцов С.М. Полимерные волокнистые композиты в конструкции турбовентиляторного авиационного двигателя ПС-90А // Конверсия в машиностроении. – 2007. – № 3. – С. 19–26.
3. Иноземцев А.А. Наноиндустрия авиадвигателя // Пермские авиационные двигатели. – 2010. – № 20. – С. 32–34.
4. King J. Composites for Aeroengines // Materials World. – 1997. – Vol. 5. – No. 6 – P. 324–327
5. 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 07 August 2015).
6. Пейчев Г.И. Разработка, экспериментальные исследования и доводка углепластиковой лопатки спрямляющего аппарата вентилятора двигателя Д-18Т // Авиационная промышленность. – 1989. – № 9. – С. 13–14.
7. 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.
8. Уорвик Г. Rolls-Royce созрел для композитов // Авиатранспортное обозрение (АТО). – 2013. – № 142, available at: <http://www.ato.ru/content/rolls-royce-sozrel-dlya-kompozitov> (accessed 07 August 2015).
9. Rula M. Coroneos. Structural analysis and optimization of a composite fan blade for future aircraft engine // Technical Report. NASA Glenn Research Center. – Cleveland, 2012. ID: 20120013597.
10. Bellini C., Carney J. The GENx: Next generation aviation // University of Pittsburgh Swanson School of Engineering's 12th Annual Freshman Engineering Conference. – Pittsburgh, 2012.
11. Михалкин А.А. Рабочие лопатки вентилятора перспективных ТРДД // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 9 (106). – С. 97–100.
12. Donner R. Turbine Technology: The GENx Engine // Aircraft maintenance technology. – 2010, available at: <http://www.aviationpros.com/article/10372016/turbine-technology-the-genx-engine> (accessed 07 August 2015).

13. Ramsey James W. Boeing 787: Integration's Next Step // Avionics Magazine, – 2005, available at: http://www.aviationtoday.com/av/commercial/Boeing-787-Integrations-Next-Step_932.html#.VGpbz_msXTo (accessed 07 August 2015).

14. Нургалеев А. Rolls-Royce начала испытания композитно-титановых лопаток вентилятора [Электронный ресурс] // Авиатранспортное обозрение (АТО). – 2014. – URL: <http://www.ato.ru/content/rolls-royce-nachala-ispytaniya-kompozitno-titanovyh-lopatok-ventilyatora> (дата обращения: 07.08.15).

15. Nishikawa M., Hemmib K., Takedac N. Finite-element simulation for modeling composite plates subjected to soft-body, high-velocity impact for application to bird-strike problem of composite fan blades // Composite Structures. – 2011. – Vol. 93. – No. 5 – P. 1416–1423.

16. 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.

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

18. 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 (дата обращения: 07.08.15).

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

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

21. Морозов Е.М., Муйземек А.Ю., Шадский А.С. ANSYS в руках инженера: Механика разрушения. – М.: ЛЕНАНД, 2010. – 456 с

References

1. Anoshkin A.N., Zuiko V.Yu., Shipunov G.S., Tretyakov A.A. Tekhnologii i zadachi mekhaniki kompozitsionnykh materialov dlia sozdaniia lopatki spriamliaiushchego apparata aviatsionnogo dvigatel'ia [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

2. Rubtsov S.M. Polimernye voloknistye kompozity v konstruksii turboventiliatornogo aviatsionnogo dvigatel'ia PS-90A [Polymer fiber composites in the construction of turbofan aircraft engine PS-90A]. *Konversiiia v mashinostroenii*, 2007, no. 3, pp. 19-26.

3. Inozemtsev A.A. Nanoindustriia aviadvigatel'ia [Nanoindustry of aircraft engine]. *Permskie aviatsionnye dvigateli*, 2010, no. 20, pp. 32-34.

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

5. 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 07 August 2015).

6. Peichev G.I. Razrabotka, eksperimental'nye issledovaniia i dovodka ugleplastikovoii lopatki spriamliaiushchego apparata ventiliatora dvigatel'ia D-18T [The development, experimental research and refinement of carbonfiber outlet guide vane of D-18T engine]. *Aviatsionnaia promyshlennost'*, 1989, no. 9, pp. 13-14.

7. Lukina N.F. [et al.] Primenenie kompozitsionnykh materialov na osnove kleevykh prepregov v konstruksii detalei i agregatov aviatsionnoi tekhniki [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.

8. Uorvik G. Rolls-Royce sozrel dlia kompozitov [Rolls-Royce is ready for composites]. *Aviatransportnoe obozrenie (ATO)*, 2013, no. 142, available at: <http://www.ato.ru/content/rolls-royce-sozrel-dlya-kompozitov> (accessed 07 August 2015).
9. Rula M. Corneos. Structural analysis and optimization of a composite fan blade for future aircraft engine. *Technical Report. NASA Glenn Research Center*; Cleveland, 2012. ID: 20120013597.
10. Bellini C., Carney J. The GENx: Next generation aviation. *University of Pittsburgh Swanson School of Engineering's 12th Annual Freshman Engineering Conference*, 2012.
11. Mihalkin A.A. Rabochie lopatki ventilatora perspektivnykh TRDD [The fan blades of perspective turbojets]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2013, no. 9 (106), pp. 97-100.
12. Donner R. Turbine Technology: The GENx Engine. *Aircraft maintenance technology*, 2010, available at: <http://www.aviationpros.com/article/10372016/turbine-technology-the-genx-engine> (accessed 07 August 2015).
13. Ramsey James W. Boeing 787: Integration's Next Step. *Avionics Magazine*, 2005, available at: http://www.aviationtoday.com/av/commercial/Boeing-787-Integrations-Next-Step_932.html#.VGpbz_msXTo (accessed 07 August 2015).
14. Nurgaleev A. Rolls-Royce nachala ispytaniia kompozitno-titanovykh lopatok ventilatora [Rolls-Royce began the tests of composite-titanium fan blades]. *Aviatransportnoe obozrenie (ATO)*, 2014, available at: <http://www.ato.ru/content/rolls-royce-nachala-ispytaniya-kompozitno-titanovykh-lopatok-ventilyatora> (accessed 07 August 2015).
15. Nishikawaa M., Hemmib K., Takedac N. Finite-element simulation for modeling composite plates subjected to soft-body, high-velocity impact for application to bird-strike problem of composite fan blades. *Composite Structures*, 2011, vol. 93, no. 5, pp. 1416-1423.
16. 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, Sweden, 2008.
17. Abovsky N.P., Andreev N.P., Deruga A.P. Variatsionnye printsipy teorii uprugosti i teorii obolochek [Variational Principles of the Elasticity Theory and the Shell Theory]. Moscow: Nauka, 1978. 287 p.
18. 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 units out of polymeric composite materials]. *Trudy VIAM*, 2014, no. 6, available at: http://viam-works.ru/ru/articles?art_id=677 (accessed 07 August 2015).
19. 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.
20. Skudra A.M., Bulavs F.Ia., Rotsens K.A. Polzuchest' i staticheskaya ustalost' armirovannykh plastikov [Creep and static fatigue of reinforced plastics]. Riga: Zinatne, 1971. 238 p.
21. Morozov E.M., Muzemnek A.Yu., Shadskiy A.S. ANSYS v rukakh inzhenera: Mekhanika razrusheniya [ANSYS in the hands of the engineer: fracture Mechanics]. Moscow: LENAND, 2010. 456 p.