УДК 629.7.036.34; 678(075)

# Разработка и проектирование высоконагруженных узлов перспективных авиационных двигателей из полимерных композиционных материалов на примере лопатки спрямляющего аппарата

Иноземцев А.А.1; Нутфуллин И.Г. 1; Аношкин А.Н. 2, д.т.н.;

Зуйко В.Ю. 2, к.т.н.; Шипунов Г.С. 2; Меркушева Н.П. 2;

Тихонова А.А. 2; Воронков А.А. 2

1*АО «Авиадвигатель», Пермь, Россия*

2*Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия*

***Аннотация:***

В настоящее время мировой тенденцией в авиационном двигателестроении, является замена металлических сплавов на композиционные материалы, которые позволяют добиться значительного снижения веса изделия и повышения эксплуатационных характеристик.

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 GeneralElectric, Rolls-Royce, SNECMA. Поэтому создание лопатки спрямляющего аппарата из композиционных материалов для перспективных двигателей, является весьма актуальной задачей

Целью настоящей работы является реализация компьютерных технологий проектирования и численных методов прочностного анализа применительно к композиционной лопатке спрямляющего аппарата.

***Ключевые слова:***

лопатка спрямляющего аппарата, углепластик, механика композиционных материалов, жесткость, прочность.

# 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) 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 на основе эпоксидного связующего и равнопрочной ткани [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 материал и различные схемы армирования: [0°/90°/±45°], [0°/90°], [0°/60°/120°], [0°/±45°].

# Проведение математического эксперимента

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

*а б*

Рис. 1 – Лопатка спрямляющего аппарата: *а* – изготовленный прототип;

*б* – твердотельная модель

Математическая постановка решаемой задачи соответствовала теории упругости анизотропного тела.

Свойства углепластиковых слоев 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 | , ГПа | , ГПа | ,  ГПа |  | , МПа | , МПа | МПа | МПа | *τ12,* МПа |
| Углепластик | 53,9 | 53,9 | 3,08 | 0,3 | 709,0 | 709,0 | 704,0 | 704,0 | 120,0 |
| Алюминий | 72,0 | | 27,0 | 0,34 | 260,0 | | 260,0 | | 130 |

*Примечание:*

* - предел прочности при растяжении вдоль основы;*

* - модуль упругости при растяжении вдоль основы;*

 *- предел прочности при растяжении поперек основы;*

 *- модуль упругости при растяжении поперек основы;*

*- предел прочности при сжатии вдоль основы;*

- *предел прочности при сжатии поперек основы;*

*τ12- предел прочности при межслоевом сдвиге;*

*– модуль сдвига.*

Отметим, что из всех рассмотренных в работе вариантов укладки для данного материала только схема [0°/±45°] соответствует квазиизотропному случаю.

Решение поставленной задачи осуществлялось методом конечных элементов в пакете ANSYS Workbench.

В качестве граничных условий задавались поля распределения давления по поверхности пера лопатки. Данные поля получены при соответствующих аэродинамических нагрузках при частоте вращения ротора *N* = 3956 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. Для нижней полки задавалось ограничение перемещений по осевому и окружному направлению. Это обусловлено тем, что лопатка установлена в пазу корпуса нижнего сектора.

# Результаты численного моделирования

В ходе вычислительных экспериментов были получены результаты расчета НДС ЛСА из углепластки для рассмотренных схем армирования представленные в таблице 2.

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 Uy (ось *y* соответствует продольной оси двигателя) наблюдаются при схеме армирования [0°/90°] и составляют по модулю 0,5 мм. Самый низкий уровень максимальных осевых перемещений Uy наблюдается при схеме армирования [0°/±45°] и составляет 0,467 мм по модулю. Таким образом, при переходе со схемы армирования [0°/±45°] на [0°/90°] нормальные перемещения величиваются на 6.5%.

Максимальные напряжения σz (ось z соответствуетрадиальному направлению в системе координат конструкции) реализуются в районенижней части передней кромки лопатки, в месте перехода в нижнюю полку (рис. 2). При схемах армирования [0°/90°] и [0°/±45°] наблюдаются соответственно наибольшие и наименьшие значения максимальных напряжений σz в радиальном направлении и составляют -195,66 Мпа и 185,67 МПА соответственно.

Таблица 2

Максимальные нормальные напряжения и перемещения в ЛСА из

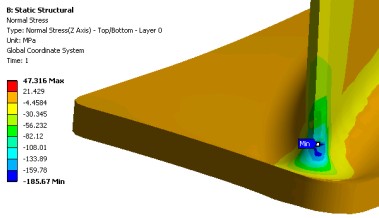
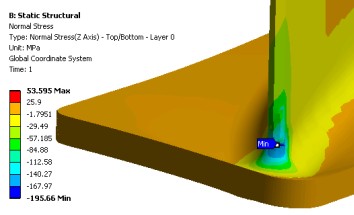
углепластика при различных схемах армирования

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| Результаты численных расчетов | [0°/90°/±45°] | [0°/90°] | [0°/60°/120°] | [0°/±45°] |
| Нормальные  перемещения Ux, мм. | 0,253 | 0,260 | 0,251 | 0,252 |
| Нормальные  перемещения Uy, мм. | -0,475 | -0,500 | -0,469 | -0,467 |
| Нормальные  перемещения Uz, мм. | 0,097 | 0,098 | 0,097 | 0,097 |
| Нормальные  напряжения σx, МПа. | -127,760 | -129,610 | -125,690 | -123,660 |
| Нормальные  напряжения σy, МПа. | -85,400 | -88,298 | -85,927 | -82,989 |
| Нормальные  напряжения σz, 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.*



а б

Рис. 2 – Поля распределения нормальных напряжений σz в нижней части передней кромки ЛСА для различных схем армирования: а) – [0°/90°],   
б) – [0°/±45°]

Таким образом, проведенные вычислительные эксперименты выявили, что наиболее приемлемой для углепластика на основе равнопрочной ткани является схема армирования [0°/±45°], т.к. при ее использовании наблюдаются самые низкие деформации и напряжения.

Сравнение максимальных напряжений (см. таблицу 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� составляет 2,4 (расчетный предел прочности на сжатие равен 453 МПа);

– в осевом направлении коэффициент запаса прочности 𝑘� составляет 5,5 (расчетный предел прочности на сжатие равен 453 МПа);

Запас прочности для межслойного сдвига составляет 2.

# 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 CAD-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°; ±45°), 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 2. Таким образом, в рабочей части лопатка из ПКМ обладает жесткостью и запасом прочности не меньше, чем алюминиевый аналог.

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.

Литература

1. Гагауз Ф.М. Проблемы технологии формирования соединительных узлов конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. Сборник научных трудов. ХАИ. – 2012. – № 4 (72). – С. 15–20.
2. Carsten C. Aero-mechanical optimization of a structural fan outlet guide vane // Structural and multidisciplinary optimization. – 2011. – V. 44, No. 1. – pp. 125-136. doi: 10.1007/s00158-010-0617-4
3. Технологии и задачи механики композиционных материалов для создания лопатки спрямляющего аппарата авиационного двигателя / Аношкин А.Н., Зуйко В.Ю., Шипунов Г.С., Третьяков А.А. // 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. Лозицкий Л.П. [и др.]. Конструкция и прочность авиационных газотурбинных двигателей. – М.: Воздушный транспорт, 1992.
6. Спрямляющий лопаточный аппарат компрессора авиационного двигателя с приклеенными лопатками. Патент № RU 2317448 C2. Мон К.М [и др.]. Снекма Мотер, 2008.
7. Gas turbine outlet guide vane mounting assembly. Patent No.: US 5074752
   1. Murphy G.C., Haaser F.G., Matacia A.J. General Electric Company, 1991.
8. Gas turbine vane installation. Patent No.: EP 1219785 A1. Glover S. L., Manning T. E. United Technologies Corporation, 2002.
9. Gas turbine or jet engine stator vane frame. Patent No.: US 6343912 B1. Manteiga J.A., Nussbaum J.H., Noon J.L. General Electric Company, 2002.
10. Machined fan exit guide vane attachment pockets for use in a gas turbine. Patent No.: US 6619917 B2. Glover S. L., Manning T. E. United Technologies Corporation, 2003.
11. Outlet guide vane structure. Patent No.: US 20110192166 A1. Mulcaire T.G. Rolls-Royce Plc, 2011.
12. .Спрямляющий аппарат компрессора. Патент № 50257. Лазарев М.А. ОАО "НПО Сатурн", 2005.
13. .Способ пайки лопаток спрямляющего аппарата компрессора турбореактивного двигателя. Патент № RU 2290285 C2. Клемен Ж-Ф. Д. Снекма Мотер, 2006.
14. Composite vane mounting. Patent No.: US 8734101 B2. McDonald S.A. et

al. General Electric Co., 2014.

1. 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. – V. 44, No. 3. – pp. 87-97. doi: 10.1179/1743289814Y.0000000113
2. .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
3. .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.
4. .Аношкин А.Н., Рудаков М.В., Страумит И.С., Шустова Е.Н. Расчет НДС и оценка прочности композитного фланца стеклопластикового кожуха авиационного газотурбинного двигателя // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2011. – Т. 15, № 1 (41). – С. 67-75.
5. .Аношкин А.Н., Рудаков М.В., Страумит И.С., Гринев М.А. Моделирование механических испытаний образца-сегмента композитного фланца кожуха авиадвигателя // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2011. – Т. 13, № 1-2. – С. 283–289.
6. .Компьютерное моделирование механического поведения композитной лопатки спрямляющего аппарата авиационного двигателя / Гринёв М.А., Аношкин А.Н., Писарев П.В., Зуйко В.Ю., Шипунов Г.С. // Вестник ПНИПУ. Механика. – 2015. – № 3. – С. 38–51. doi: 10.15593/perm.mech/2015.3.04
7. .Абовский Н.П., Андреев Н.П., Деруга А.П. Вариационные принципы теории упругости и теории оболочек. – М.: Наука, 1978. – 287 с.
8. .Скудра А.М., Булавс Ф.Я., Роценс К.А. Ползучесть и статическая усталость армированных пластиков. Рига: Зинатне, 1971. – 238 с.
9. .А.Н. Аношкин, А.А. Ташкинов. Прогнозирование несущей способности композитных фланцев корпусных деталей авиадвигателей. – Пермь: Изд-во ПГТУ, 1998. – 101 с.
10. .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: 19.11.15).
11. .Дж.С. Дик. Технология резины: Рецептуростроение и испытания: Пер. с англ. / Под ред. В.А. Шершнева. – СПб: Научные основы и технологии, 2010. – 620 с.
12. .Хорев А.И. Теория и практика создания титановых сплавов для перспективных конструкций // Технология машиностроения. – 2007. – №12. – С. 5–13.