

DOI: 10.15593/perm.mech/2014.4.01

УДК 629.7.036.34; 678(075)

А.Н. Аношкин, В.Ю. Зуйко, Г.С. Шипунов, А.А. Третьяков

Пермский национальный исследовательский
политехнический университет, Пермь, Россия

ТЕХНОЛОГИИ И ЗАДАЧИ МЕХАНИКИ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ЛОПАТКИ СПРЯМЛЯЮЩЕГО АППАРАТА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Целью настоящей работы является анализ современных технологий и постановок задач механики композиционных материалов для создания лопатки спрямляющего аппарата нового отечественного авиационного двигателя ПД-14, планируемого для установки на ближне-среднемагистральный самолет МС-21.

Спрямляющий аппарат представляет собой кольцевой набор профилированных лопаток, расположенных за рабочим колесом вентилятора и обеспечивающих выравнивание воздушного потока с целью уменьшения потерь в наружном контуре двигателя. С учетом большого количества лопаток на один двигатель снижение массы от применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) вместо металла в лопатках спрямляющего аппарата может быть весьма значительным. Прогнозируется, что снижение массы каждой лопатки может достигать 40 %.

Представлены результаты литературного обзора вариантов применения композиционных материалов в узлах и деталях вентиляторов авиационных двигателей ведущих мировых компаний. Представлен анализ перспективных технологий композиционных материалов для создания лопатки спрямляющего аппарата: препреговая технология с последующим автоклавным формованием, метод RTM (пропитка под давлением), применение термопластичных связующих и пресс-материалов. Отмечено, что для получения конструкций с высоким уровнем реализации механических свойств материалов и снижения вероятности дефектов необходима постановка и решение комплексных задач технологической механики композитов. Рассмотрены возможные варианты постановок задач, включающих различные разделы МДТТ, описывающих процессы фильтрации, физико-химического превращения, вязкоупругопластического деформирования в неоднородных средах, сопровождающие технологический цикл получения изделий из композиционных материалов.

Исследовано влияние технологических параметров на механические свойства нескольких типов углепластиков при автоклавном формовании. С использованием соотношений механики слоистых пластин рассчитаны эффективные упругие и прочностные свойства углепластиков при применении квазиизотропной схемы армирования. Получена сравнительная оценка эффективности использования композиционных материалов в конструкции ЛСА.

Ключевые слова: авиационная двигательная установка, турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД), лопатка спрямляющего аппарата, лопатка вентилятора, полимерные композиционные материалы, углепластик, технология изготовления, технологическая механика, механика композиционных материалов, препрег, автоклавное формование, механические испытания, схема армирования, жесткость, прочность.

A.N. Anoshkin, V.Yu. Zuiko, G.S. Shipunov, A.A. Tretyakov

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

**TECHNOLOGIES AND PROBLEMS
OF COMPOSITE MATERIALS MECHANICS
FOR PRODUCTION OF OUTLET GUIDE VANE
FOR AIRCRAFT JET ENGINE**

The goal of this work is an analysis of modern technologies and problem definitions of mechanics of composite materials for production of outlet guide vane for new domestic aviation propulsion PD-14, planned for installation on the short-range and mid-range jet aircraft MS-21.

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. Considering a large number of vanes in the engine, the weight reduction can be very significant due to using polymer composite materials (PCM) instead of the metal in OGV. It is predicted that the weight reduction of each vane, at certain approach to design, can reach 40 %.

The results of literature search of composite materials application in the details of fan for aircraft jet engines of world top manufacturers are presented in this paper. The analysis of advanced techniques for production of composite outlet guide vane, such as prepreg technology with autoclave molding, resin transfer molding (RTM), the use of thermoplastic binders and press-materials was carried out. It was noted that the formulation and solution of complex problems of engineering mechanics of composite materials are necessary for high-rate realization of mechanical properties in constructions and reducing the occurrence of defects. The possible problem definitions of deformable solid body mechanics, describing such processes as filtration, physical and chemical conversion, visco-elastic-plastic deformation in heterogeneous medium, typical for composite materials production cycle were considered.

The influence of autoclave molding parameters on the mechanical properties of several types of carbon fiber reinforced plastics (CFRP) was analyzed. Using the equations of mechanics of laminated composite plates and shells we calculated effective elastic and strength properties of quasi-isotropic CFRP. A comparative estimate of the effectiveness of composite materials application in the design of OGV was obtained.

Keywords: aviation propulsion, bypass turbofan aircraft engine, outlet guide vane (OGV), fan blade, polymer composite materials, carbon fiber–reinforced plastic (CFRP), manufacturing technique, technological mechanics, mechanics of composite materials, prepreg, autoclave forming, mechanical test, reinforced scheme, stiffness, strength.

Введение

В настоящее время одной из мировых тенденций при разработке авиационных двигателей является замена металлических сплавов на композиционные материалы, которые позволяют добиться значительного снижения веса изделия и повышения эксплуатационных характеристик.

Поэтому при создании нового отечественного авиационного двигателя ПД-14 (ДУ ПД-14) для установки на ближне-среднемагистральный самолет МС-21 особое внимание уделяется широкому примене-

нию в его конструкции полимерных композиционных материалов (ПКМ). В частности, доля композиционных материалов в конструкции мотогондолы ДУ достигает 60 %. Кроме того, композиционные материалы используются в корпусных деталях наружного контура двигателя, в узлах с многослойными сотовыми панелями звукопоглощающего контура, а также при изготовлении корпуса вентилятора для обеспечения эффективной динамической защиты. Такие решения были опробованы при создании двигателя ПС-90А и в настоящее время используются в его серийном производстве [1–3].

Однако весьма перспективным является внедрение композитов в конструкцию ответственных силовых узлов, таких как рабочие лопатки вентилятора и лопатки спрямляющего аппарата (ЛСА). Применение в них композитов обладает мультипликативным эффектом, поскольку не только позволяет снизить массу детали, проектируемой из ПКМ вместо металлического аналога, но и обеспечивает возможность снижения массы у сопрягаемых деталей узла за счет снижения передаваемых инерциальных и динамических нагрузок.

Создание высоконагруженных деталей авиационных двигателей из полимерных композиционных материалов является сложной проблемой и предусматривает решение целого комплекса связанных друг с другом задач. С одной стороны, моделирование, расчет и проектирование композитной конструкции, определение ее конструктивных особенностей и схемы армирования, а с другой – выбор материалов и технологии изготовления. При этом выбранные материалы и технологии изготовления могут решающим образом сказаться на возможности выполнения тех или иных конструктивных особенностей детали, создания определенной схемы армирования и реализации заданных свойств материала в конструкции. Кроме того, следует учитывать возможности переноса разработанной опытной лабораторной технологии в серийное производство, обеспечение повторяемости технологических операций, уменьшение влияния ошибок и отклонений параметров технологического процесса на качество получаемого изделия.

Целью настоящей работы является анализ возможности использования современных технологий и постановок задач механики композиционных материалов для создания лопатки спрямляющего аппарата авиационного двигателя.

Спрямяющий аппарат представляет собой кольцевой набор профилированных лопаток, расположенных за рабочим колесом вентилятора и обеспечивающих выравнивание воздушного потока с целью уменьшения потерь в наружном контуре двигателя (рис. 1). С учетом большого количества лопаток на один двигатель снижение массы от применения ПКМ вместо металла может быть значительным. Прогнозируется, что при правильном подходе к проектированию для каждой лопатки можно получить снижение массы не менее чем на 40 %. В абсолютном выражении для двигателя размерности ПД-14 выигрыш по весу сможет составить порядка 8–10 кг.



Рис. 1. Общая схема ТРДД (а) [1] и лопатка спрямяющего аппарата из углепластика (б) [4]

Комплекс нагрузок и воздействий на спрямяющий аппарат (силовые и аэродинамические нагрузки, попадание посторонних предметов, воздействие агрессивных жидкостей, влаги и температуры) делает процесс создания ЛСА из ПКМ весьма сложным в конструктивном и технологическом плане. Однако стоит отметить, что лопатки спрямяющего аппарата, в отличие от лопаток вентилятора, являются неподвижными, что значительно упрощает требования к их механическим свойствам и расширяет рамки выбора материалов и технологий изготовления.

Рассмотрим современное состояние вопроса применения композиционных материалов в конструкции узлов и деталей вентилятора авиационного двигателя.

1. Обзор современного состояния применения композиционных материалов при изготовлении ЛСА

С тех пор, как в начале 1970-х гг. компания Rolls-Royce потерпела неудачу при разработке углепластиковых лопаток вентилятора и перешла на изготовление титановых лопаток методом сверхпластической формовки и диффузионной сварки, звание общемирового лидера в применении композитов в авиационных двигателях прочно закрепилось за фирмой GeneralElectric (США) [5, 6]. Так, в новом двигателе GEnx (рис. 2, а), являющемся усовершенствованным вариантом GE90, входная часть практически полностью выполнена из композиционных материалов, в том числе рабочие лопатки вентилятора, корпус вентилятора, корпус компрессора [7, 8].

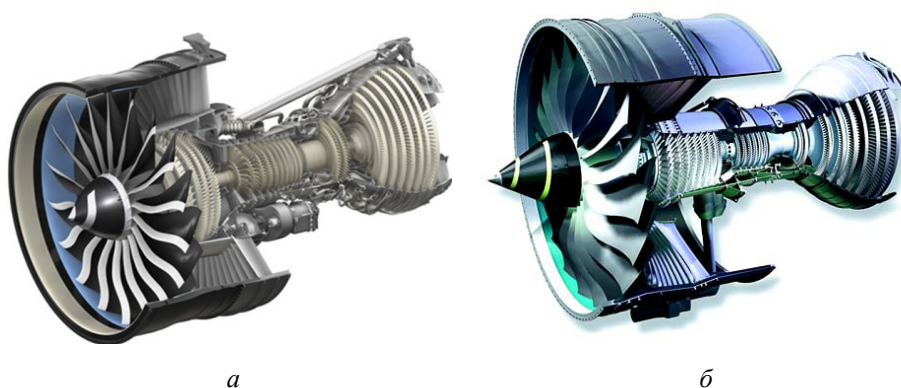


Рис. 2. Общая схема двигателей GEnx (а) [10] и Rolls-RoyceTrent 1000 (б) [11]

Демонстрация фирмой GeneralElectric возможности применения углепластика в ответственных деталях ТРДД, а также появление двигателей с повышенными степенями двухконтурности и лопаток с широкой хордой способствовали тому, что ведущие двигателестроительные фирмы мира стали также работать над созданием лопаток вентилятора из углепластика [9].

В октябре 2014 г. компания Rolls-Royce приступила к первым летным испытаниям лопаток вентилятора нового поколения, изготовленных из композитно-титанового материала (СТi). Тестирование про-

водилось на одном из четырех турбовентиляторных двигателей Rolls-Royce Trent 1000 (рис. 2, б), установленных на специально оборудованном самолете Boeing 747-200.

На переднюю и заднюю кромки такой лопатки устанавливаются титановые накладки для повышения стойкости в случае попадания птиц и посторонних предметов. При этом перо лопатки обладает более тонким и аэродинамически совершенным профилем [5, 6]. В случае одновременного использования композитных лопаток вентилятора и композитного корпуса вентилятора масса данной силовой установки снижается на 680 кг, что является очень весомым показателем.

Разработанные лопатки предназначены для использования на двигателях Rolls-Royce семейства Advance и UltraFan. Силовые установки семейства Advance, возможно, будут запущены в эксплуатацию в 2020 г. Согласно заявленным характеристикам расход топлива этих двигателей, а также выбросы вредных веществ будут на 20 % ниже по сравнению с первым поколением моторов семейства Trent. Предсерийные партии углепластиковых лопаток для опытных двигателей изготавливает компания STAL – совместное предприятие Rolls-Royce с американской компанией GKN Aerospace. Технологии, освоенные в рамках этой работы, впоследствии будут перенесены на серийное производство [12].

Еще один значимый проект – это двигатель нового поколения LEAP разработки концерна CFM International (объединение американской компании GeneralElectric и французской компании SNECMA), который призван прийти на смену двигателям семейства CFM-56. Лопатки вентилятора этого двигателя также будут изготовлены из композита с трехмерной структурой плетения при помощи технологии RTM [9, 13].

В двигателе HF-120 – совместном проекте GeneralElectric и Honda – внедрена лопатка спрямляющего аппарата из пресс-материала HexMC, разработанного фирмой Hexcel [14, 15] (рис. 3).

Зарубежный опыт применения ПКМ при изготовлении рассматриваемых деталей авиационных двигателей отражен в работах [17–23] и патентах [24–27].

В отечественном авиадвигателестроении еще в семидесятые годы XX в. при разработке ТРДД Д-36 были проведены работы по созданию рабочей лопатки вентилятора из КМ. В результате была разработана конструкция и технология производства цельнокомпозитной широко-

хордной рабочей лопатки вентилятора. Жесткость при изгибе и кручении разработанной лопатки из углепластика была сравнима с жесткостью аналогичной лопатки из титанового сплава. Однако стендовые испытания лопаток в системе двигателя не производились [9].

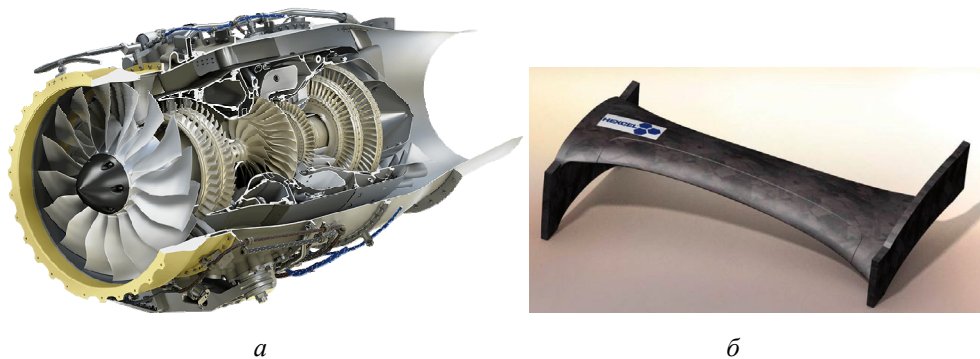


Рис. 3. Двигатель GE-Honda HF 120 (а) [16] и лопатка спрямляющего аппарата из пресс-материала HexMC (б) [15]

Большой объем исследований по созданию композитных лопаток был проведен в ФГУП «ЦИАМ им. Баранова». В результате исследований было проведено математическое моделирование, разработана конструкция и технология изготовления опытного образца рабочей лопатки вентилятора из ПКМ методом пропитки под давлением. Испытания в лабораторных условиях показали достаточно высокий уровень физико-механических свойств и технологической готовности опытных образцов отечественной углепластиковой лопатки [28].

В конструкции спрямляющей лопатки вентиляторной ступени двигателя Д-18Т, установленного на самолетах Ан-124 «Руслан» и Ан-225 «Мрия», углепластики позволили снизить массу лопаток до 40 %. Была принята схема с отдельными лопатками, закрепленными за верхнюю полку на общем наружном кольце [3, 29].

В последнее десятилетие проводятся интенсивные исследования по разработке композиционных материалов на основе керамики SiC/SiC и их использованию в авиационных двигателях. Такие материалы отличаются высокими прочностными характеристиками, жаропрочностью, износостойкостью, малой плотностью [30].

Так, компания Rolls-Royce провела испытания высокотемпературных элементов корпуса ТВД, изготовленных из композитов с керамической матрицей, на демонстраторе технологий Environmentally

Friendly Engine, представляющем собой газогенератор двигателя Trent-1000 с турбиной и камерой сгорания новой топливоэффективной конструкции. CFM применяет композиционные материалы с керамической матрицей в изготовлении корпуса турбины двигателя LEAP-1, а GE планирует использовать такие материалы для покрытия внутренней поверхности камеры сгорания, корпуса и выходного устройства ТВД, а также лопаток второй ступени турбины двигателя GE9X (это будет первый случай применения подобных материалов в движущихся частях двигателя) [31]. Возможности использования композитов на основе керамики при изготовлении лопаток спрямляющего аппарата рассмотрены в работах [19, 32–37]. Керамические композиционные материалы позволяют в перспективе повысить температуру в камере сгорания и пересмотреть конструктивные решения вследствие возможного повышения допустимой рабочей температуры для целого ряда узлов двигателя.

Существующие температурные и силовые нагрузки на узлы вентилятора рассматриваемой двигательной установки ПД-14 позволяют использовать для создания ее деталей технологии полимерных композиционных материалов, рассматриваемые в настоящей работе.

2. Технологии и материалы для изготовления ЛСА из ПКМ

С учетом современного развития технологий производства изделий из полимерных композиционных материалов можно выделить несколько перспективных технологических процессов для изготовления ЛСА.

Препреговая технология и автоклавное формование. Технология изготовления деталей выкладкой из полуфабрикатов в виде препрегов уже давно и хорошо зарекомендовала себя при производстве изделий из ПКМ для авиационной промышленности. Данный метод представляет собой выкладку предварительно пропитанного армирующего материала на специальную формообразующую оснастку с последующим отверждением в автоклавном комплексе при избыточном давлении. При этом обеспечивается высокий уровень физико-механических свойств и низкая пористость получаемых пластиков.

В настоящее время в ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ разработаны долгоживущие клеевые препреги, с использованием которых возможно изготовление деталей сложной формы двойной кривизны, с обеспечением герметичности и весовой эффективности. В результате примене-

ния клеевых препрегов достигается повышение жесткости, прочности трещиностойкости материала и снижение на 40–50 % трудоемкости изготовления деталей, в том числе с различными закладными элементами и сотовыми заполнителями [38–42].

Опыт создания деталей авиационных двигателей с элементами ЗПК (звукопоглощающих конструкций) в центре авиационных композитных технологий ПНИПУ показывает, что таким методом удается получить высокие физико-механические свойства материала в конструкции. Однако технологический процесс является энергоемким, требует применения дорогостоящего оборудования и достаточно длительного цикла изготовления. При этом для серийного производства предпочтительно использовать автоматизированный процесс выкладки препрега с помощью роботизированных комплексов типа Coriolis Composites, позволяющий снизить отклонения в схемах укладки однонаправленных слоев различных деталей, неизбежно появляющиеся в ручных операциях.

На основе проведенного сравнения физико-механических характеристик и технологических параметров (режимы полимеризации, стабильность свойств при хранении и технологической обработке и т.п.) препрегов различных производителей для последующего анализа возможности изготовления ЛСА выбраны материалы (табл. 1), обладающие физико-механическими характеристиками не хуже, чем у алюминия АК-4, и отвечающие требованиям технологичности производства. Среди выбранных материалов имеются углепрепреги российского производства на основе однонаправленных тканей и ровингов (ВКУ-28, ВКУ-29, КМУ-2м.120.Э0,1, КМКУ-2м.120.Р4515) и равнопрочных тканей (ВКУ-39, КМКУ-2м.120.Р2009), а также препреги иностранных производителей (HEXCEL:M21/34%/UD194/IMA и HEXCEL:M21/40%/285T2/AS4C) на основе однонаправленного ровинга и равнопрочной ткани соответственно. При этом российские материалы в настоящее время уже успешно применяются при опытном изготовлении композитных деталей и узлов двигателя ПД-14. Для практического применения материалов иностранного производства необходимо проведение работ по экспериментальному подтверждению заявленных характеристик и технологической обработке производственного процесса.

Таблица 1

Основные характеристики препрегов на основе углеродных волокон для создания ЛСА

Марка	Разра- ботчик	Компонентный состав		$T, ^\circ\text{C}$	$\rho, \text{кг/м}^3$	$\sigma_{\text{в}}, \text{МПа}$	$E, \text{ГПа}$
		Наполнитель	Связующее				
ВКУ-29	ФГУП «ВИАМ»	Porcher 4510	ВСЭ-1212	-60...+120	1450-1600	1940	123
ВКУ-39	ФГУП «ВИАМ»	Porcher 3692	ВСЭ-1212	-60...+120	1450-1600	750	60
ВКУ-28	ФГУП «ВИАМ»	T-800НВ	ВСЭ-1212	-60...+120	1450-1600	2410	81
КМКУ- 2м.120.Э0,1	ФГУП «ВИАМ»	ЭЛУР-П	СП-97К	-30...+120	1400-1500	770	126
КМКУ- 2м.120.P2009	ФГУП «ВИАМ»	P-2009	ВСК-14-2м	-60...+120	1510	920	67
КМКУ- 2м.120.P4510	ФГУП «ВИАМ»	P-4510	ВСК-14-2м	-60...+120	1400-1470	1950	125
M21/34%/UD194/IMA	HEXCEL	HexForce UD194/IMA	M21	-60...+120	1580±20	2288	160
M21/40%/285T2/AS4C	HEXCEL	HexForce285 T2/AS4C	M21	-60...+120	1520±20	760	65

Примечание: T – температурный диапазон; ρ – плотность; $\sigma_{\text{в}}$ – предел прочности при растяжении; E – модуль упругости при растяжении.

Анализ данных табл. 1 показывает, что композиционные материалы на основе однонаправленных тканей и ровингов обладают более высокими механическими свойствами в направлении армирования по сравнению с материалами из равнопрочных тканей. Однако однонаправленные композиты являются сильно анизотропными, прочность и жесткость их в поперечном направлении и при сдвиге невелика. Эффективность применения таких материалов зависит от правильного выбора схемы армирования на основе анализа НДС проектируемой конструкции при различных условиях нагружения, соответствующих всем эксплуатационным факторам. При этом даже сравнительно небольшие усилия, вызывающие кручение, изгиб, сложное нагружение конструкции, приведут в слоистой структуре анизотропного композиционного материала к поперечным и сдвиговым напряжениям, которые в процессе эксплуатации конструкции могут являться причиной возникновения и развития трещин и расслоений. Последние появляются, как правило, в местах изменения структурных параметров слоев, на-

пример в зазорах, нахлестах, надрезах, местах перегибов, контакта с закладными, сотовыми, дополнительными армирующими элементами, а также в окрестности различных технологических дефектов: микротрещин, пустот, смоляных карманов, продольных и поперечных складок слоев, участков с повышенным или пониженным содержанием связующего. Следует отметить, что технологические дефекты часто появляются именно в зонах изменения структурных параметров, что повышает вероятность возникновения расслоений даже при небольших значениях напряжений в конструкции.

Кроме того, следует учесть, что даже небольшие макроскопические (осредненные по всем слоям) напряжения в конструкции могут привести к значительным напряжениям в структуре материала на уровне слоя, жгута или отдельного волокна. Поэтому уточненная оценка прочности конструкции должна выполняться на основе многоуровневой постановки задачи МДТТ. В этом случае после определения макроскопических (осредненных) полей напряжений и деформаций для наиболее нагруженных областей или областей с возможными структурными изменениями и дефектами ставится задача определения структурных напряжений на более низком масштабном уровне. При этом исследование НДС на уровне слоя, в том числе при взаимодействии с дефектами структуры, должно являться обязательным элементом прочностного анализа силовой композитной конструкции, а анализ полей напряжений на уровне отдельных жгутов или волокон может выполняться в случае необходимости прогнозирования поведения композиционных материалов при комбинированном нагружении для наиболее опасных дефектов или уровней нагрузок.

Технология RTM (Resin Transfer Molding) – пропитка под давлением. Особенности технологии RTM заключаются в том, что армирующий наполнитель в необходимом количестве укладывается в форму, которая далее герметизируется, и через дренажную систему под давлением в нее подается связующее. Процесс пропитки идет до тех пор, пока связующее не заполнит все свободное пространство формы. После пропитки форму помещают в печь или пресс, где происходит отверждение детали. В случае использования в качестве связующего композиций холодного отверждения процесс формования проходит при комнатной температуре. Преимущества этого способа –

в отсутствии необходимости использования дорогостоящего оборудования, в возможности изготовления деталей сложной формы и использования трехмерно армированных наполнителей [74]. Недостатком данного метода является сложный технологический процесс изготовления оснастки.

Для изготовления ЛСА по данной технологии в целях получения хорошей пропитки можно использовать обладающие пониженной вязкостью российские и импортные связующие: ВСЭ-15, ВСЭ-17, ВСЭ-21, ВСЭ-1210 (ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ), HexFlow®VRM37, HexFlow®PTM6 (Hexcel) и ARALDITE LY8615/ARADUR 8615 (Huntsman). В качестве армирующего наполнителя предпочтительно использовать ткани УТ-900, Porcher 3673, Porcher 3692, TohoTenax HTS40, обладающие высокой деформационной способностью (хорошо драпируемые), характеризующиеся большим углом сдвига. Для повышения жесткости в отдельных направлениях можно дополнительно использовать однонаправленные углеродные ленты типа ЭЛУР-П.

Следует отметить, что выкладка пакета из сухого армирующего наполнителя в жесткую или полужесткую форму в настоящее время осуществляются вручную. Это приводит к отклонениям получаемой схемы армирования от заданной и обуславливает разброс физико-механических свойств материала в деталях даже одной партии. При этом свойства материала в конструкции могут изменяться не только вследствие вариации углов ориентации слоев при ручной укладке пакета, но и при появлении в пакете нерегламентированных нахлестов или зазоров. Последнее обстоятельство может изменить поля скоростей фильтрации связующего через армирующий пакет, находящийся в условиях объемной деформации при смыкании формы, и привести к появлению в конструкции областей с недостаточной пропиткой или повышенным содержанием связующего. Разработка технологий RTM для создания ответственных конструкций невозможна без моделирования технологического процесса пропитки. Для этого используются постановки задачи фильтрации вязкопластичной жидкости в пористой среде, решаемые, как правило, с использованием специализированных программных пакетов, например, PAM-FORM и PAM-RTM. В результате решения таких задач определяются поля скоростей и давления связующего, пропитывающего армирующий каркас, и анализируется

движение фронта пропитки в зависимости от параметров технологического процесса (время, температура, давление). Это позволяет оценить количество связующего и время, необходимое для полной пропитки каркаса, выбрать наиболее рациональные варианты размещения точек подачи и отвода связующего и вакуумных портов, а также предотвратить появление дефектов в виде непропитанных зон.

Вместе с тем для полного описания технологического процесса RTM необходима постановка связанной задачи фильтрации вязкопластической жидкости и упруговязкопластического деформирования армирующего каркаса. Решение такой задачи позволит получить поля напряжений и деформаций каркаса, на основе анализа которых можно предотвратить нежелательное смещение армирующих слоев, вызывающих появление целого ряда дефектов структуры материала. В частности, появление областей высоких продольных и низких поперечных сжимающих напряжений в слоях каркаса может привести к образованию складок и смоляных карманов, а появление областей с высокими поперечными сжимающими напряжениями в местах утолщения и нахлеста слоев может привести к снижению скорости фильтрации и появлению областей с малым содержанием связующего.

В последнее время перспективным направлением в технологии RTM является применение трехмерно армированных каркасов, изготовленных автоматизированным способом. При этом геометрические параметры ячейки армирования и, соответственно, плотность могут меняться в различных точках каркаса, обеспечивая усиление конструкции в наиболее нагруженных зонах. Разработка технологии пропитки трехмерных каркасов в закрытой форме является достаточно сложной задачей при весьма ограниченном количестве уже реализованных аналогичных технических решений. Можно ожидать, что именно связанные постановки задач МЖГ и МДТТ будут служить основой для отработки RTM-технологии создания трехмерно армированных композитных конструкций.

Технология прессования. Технология прессования аналогична методу штамповки, когда подготовленный армирующий пакет укладывается в форму, нагревается и подвергается воздействию давления прессования. Параметры процесса прессования: давление, температура и время, зависят от марки материала. Технология прессования облада-

ет высокой производительностью и возможностью полной механизации процесса, возможностью изготовления деталей сложных форм с высокой точностью исполнения и чистотой поверхности, не требующих механической обработки [76].

Данная технология может применяться с использованием препрегов из композиционных материалов как на основе терморепреактивных, так и термопластичных матриц. Последние имеют ряд важных преимуществ по сравнению с материалами на основе терморепреактопластов: высокая вязкость разрушения, трещиностойкость и постударная прочность, низкие остаточные напряжения, повышенная теплостойкость, устойчивость к воздействию агрессивных сред, неограниченно долгая жизнеспособность препрегов, высокие скорости технологических циклов, возможность вторичной переработки и локального устранения дефектов [75].

Существенным фактором, осложняющим внедрение данной технологии для термопластичных препрегов, является необходимость использования специального оборудования для нагрева и прессования при температурах свыше 300 °С, а также отсутствие опыта работы. При использовании препрегов на терморепреактопластичных связующих к недостаткам метода прессования можно отнести сравнительно низкие физико-механические свойства получаемого композиционного материала и их разброс. Однако такая технология может успешно использоваться при проектировании изделий с увеличенным запасом прочности, для учета этих технологических особенностей, а также является одной из возможных для создания ЛСА.

3. Влияние технологических параметров на свойства ПКМ при автоклавном формовании

Дальнейший анализ эффективности применения ПКМ при создании ЛСА выполнялся для технологии автоклавного формования, позволяющей получить наиболее высокие механические свойства ПКМ в составе конструкции. Для исследования влияния технологических параметров формования на свойства композиционных материалов были выбраны отечественные препреги ФГУП «ВИАМ» на основе однонаправленных тканей ВКУ-29 и КМКУ-2м.120.Э0,1 и равнопрочной ткани ВКУ-39 (см. табл. 1). Образцы композиционного материала из-

готовавливались из выбранных препрегов с режимами формования, отличающимися давлением в автоклаве 0,7 и 0,3 МПа. Типичные зависимости технологических параметров режимов формования от времени для препрегов ВКУ-29 и ВКУ-39 приведены на рис. 4. Повышение давления при формовании пластика должно обеспечить уплотнение материала, снижение пористости и повышение механических свойств. Испытания образцов углепластика на растяжение, сжатие и изгиб проводились в соответствии с требованиями стандартов ASTM [43–46]. Полученные результаты испытаний представлены в табл. 2. На рис. 5 показаны диаграммы деформирования материалов при испытаниях на растяжение. Диаграммы сохраняют линейность вплоть до разрушения и соответствуют хрупкому разрушению всех исследованных образцов.

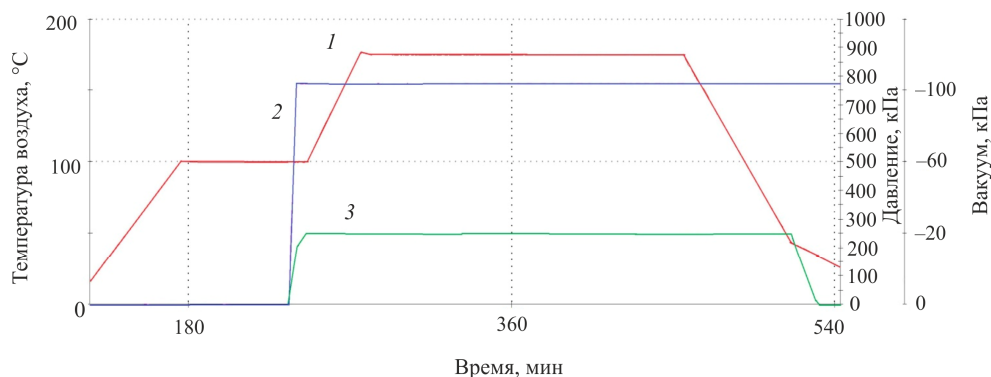


Рис. 4. Типовой режим автоклавного формования препрегов ВКУ-29, ВКУ-39:
1 – температура воздуха, °C; 2 – вакуум № 7, кПа; 3 – давление, кПа

Таблица 2

Механические свойства углепластиков при различных давлениях формования

Марка материала	Давление формования, МПа	σ_{11}^+ , МПа	E_{11}^+ , ГПа	σ_{11}^- , МПа	E_{11}^- , ГПа	σ_{11}'' , МПа
ВКУ-29	0,7	1728	122,8	1002	109,1	1651
	0,3	1557	122,6	989	103,8	1526
КМКУ-2м.120.Э0,1	0,7	894	111,2	840,3	110,7	–
	0,3	872	110,6	839	109,3	–
ВКУ-39	0,7	809	63,9	804	64,7	938,0
	0,3	802,0	63,0	743,0	64,5	955,0

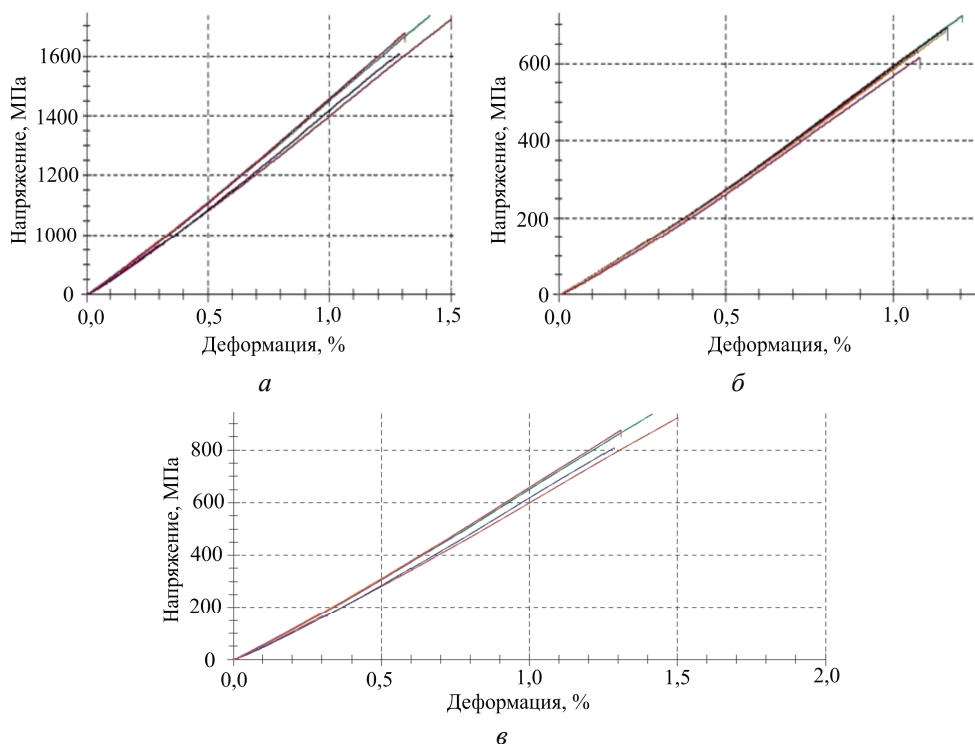


Рис. 5. Диаграммы деформирования при растяжении углепластиков на основе препрегов: ВКУ-29 (а); ВКУ-39 (б); КМКУ-2м.120.Э0,1 (в)

Анализ результатов показывает, что увеличение давления формования позволяет повысить практически все механические свойства материала в направлении армирования. Однако значимого увеличения, порядка 10 %, удастся получить только для предела прочности на растяжении углепластика ВКУ-29. Представляет интерес дополнительный анализ факта снижения прочности на изгиб (на 8 %) углепластика ВКУ-39 при повышении давления формования. Это может быть обусловлено как факторами разброса характеристик материала, так и возможным снижением содержания связующего в пластике, полученном в результате формования при повышенном давлении.

Автоклавное формование композиционного материала из пакета препрега сопровождается комплексом физико-механических и химических процессов. На первой стадии процесса происходит разогрев и течение связующего с выходом его части в систему дренирования, на последующих стадиях, по мере ускорения процессов полимеризация и отверждения связующего, композитный пакет становится более мо-

нолитным, характеризующимся уже вязкоупругопластическим поведением. Избыточное повышение давления формования на начальной стадии, до завершения процесса полимеризации, может привести к выдавливанию связующего из пакета и получению материала с высокими механическими свойствами в направлении армирования, но сниженной поперечной и сдвиговой прочностью. Кроме того, можно ожидать, что такой материал будет иметь меньшую прочность при комплексном, сложном и длительном нагружении.

Актуальной становится задача моделирования процесса автоклавного формования материала для учета влияния технологических параметров (время, температура и давление) на структуру и свойства композиционного материала. При этом первая стадия процесса должна описываться уравнениями фильтрации вязкой жидкости через пористую среду, как для вышерассмотренного процесса RTM, в то время как вторая часть – уравнениями упруговязкопластического тела. В настоящее время моделированию пропитки композиционного материала посвящено достаточное количество работ [47–55], однако большинство из них направлены на изучение процессов при постоянном давлении и температуре с фиксированными реологическими параметрами связующего. При автоклавном формовании задача осложняется тем, что с самого начала процесса происходит нагрев и ускорение полимеризации связующего, что приводит, с одной стороны, к плавному изменению реологических параметров связующего, снижению вязкости в результате повышения температуры, с другой – к повышению вязкости в результате химической реакции полимеризации. Комплексный учет этих процессов является в настоящее время предметом исследований в различных работах технологической механики композиционных материалов [56–62].

Актуальность этой задачи обусловлена необходимостью оценки реализации свойств композиционного материала, получаемого при том или ином технологическом процессе в конструкциях сложной геометрии, к которым в том числе относится и ЛСА. Особенности конструкции в виде переходов с одной формы поверхности на другую, закладные и упрочняющие элементы, ребра, места креплений меняют схему армирования, утолщение армирующего пакета. Взаимодействие такой конструкции с технологической оснасткой в процессе автоклавного

формования приводит к различным процессам миграции связующего и сложному нагружению армирующего пакета, при котором возможно возникновение продольных сжимающих и сдвиговых напряжений в слоях, что может привести к различным дефектам структуры материала типа продольных и поперечных складок, пустот и смоляных карманов и т.п. [63–70]. Это обстоятельство приводит к снижению механических свойств материала в составе конструкции и фактически к появлению неоднородности материала на макроуровне, что необходимо учитывать в расчетах конструкции.

4. Сравнительная оценка эффективности использования композиционных материалов в конструкции ЛСА

Предварительную оценку эффективности использования выбранных углепластиков при создании ЛСА можно получить, сравнивая их механические свойства со свойствами алюминиевого сплава АК-4, применяемого в настоящее время в этих конструкциях. При этом механические свойства углепластиков в составе конструкции ЛСА будут зависеть от схемы армирования. Выбор оптимальной схемы армирования возможен только на основе решения краевой задачи механики композиционных материалов для различных вариантов нагружения ЛСА. Однако на начальном этапе проектирования большинства композитных конструкций, как правило, рассматривается возможность применения квазиизотропной схемы армирования, получившей название «черный алюминий» (black aluminum) [71]. Используя однонаправленный углепластик, в частности ВКУ-29 и КМКУ-2м.120.Э0,1, такую схему армирования можно получить, применяя укладку слоев $0^\circ/60^\circ/120^\circ$, а при использовании равнопрочного углепластика ВКУ-39 – укладку $0^\circ/45^\circ$.

Получим оценку эффективных упругих и прочностных свойств рассмотренных композиционных материалов с такими схемами армирования для углепластика КМКУ-2м.120.Э0,1 и ВКУ-39. Для расчетов эффективных упругих свойств используем соотношения механики слоистых пластин для случая плоского напряженно-деформированного состояния [72]. Матрицы жесткости слоя для каждого материала при этом определяются следующим образом:

$$[Q] = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & \frac{\nu_{21}E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ \frac{\nu_{21}E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & \frac{E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где E_1 – модуль упругости в продольном направлении; E_2 – модуль упругости в поперечном направлении; G_{12} – модуль сдвига в плоскости слоя; ν_{12}, ν_{21} – коэффициенты Пуассона.

Матрицы жесткости в произвольной системе координат (для каждого слоя в пакете в зависимости от угла армирования) находятся с помощью матрицы трансформации [T]:

$$[Q'] = [T][Q][T]^{-1}, \quad (2)$$

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos^2(\gamma) & \sin^2(\gamma) & -2\cos(\gamma)\sin(\gamma) \\ \sin^2(\gamma) & \cos^2(\gamma) & 2\cos(\gamma)\sin(\gamma) \\ \cos(\gamma)\sin(\gamma) & -\cos(\gamma)\sin(\gamma) & \cos^2(\gamma) - \sin^2(\gamma) \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где γ – угол армирования слоя.

Эквивалентная матрица жесткости определяется из соотношения

$$[A] = \sum_{k=1}^n [Q']^{(k)} h_k, \quad (4)$$

где h_k – толщины слоев; n – количество слоев в пакете.

Искомые эффективные свойства пакета:

$$E_1^* = \frac{\left(A_{11} - \frac{(A_{12})^2}{A_{22}} \right)}{H}, \quad E_2^* = \frac{\left(A_{22} - \frac{(A_{12})^2}{A_{11}} \right)}{H}, \quad (5)$$

$$\nu_{12}^* = \frac{A_{12}}{A_{22}}, \quad \nu_{21}^* = \frac{A_{12}}{A_{11}}, \quad G_{21}^* = \frac{A_{33}}{H},$$

где $H = \sum_{k=1}^n h_k$ – толщина пакета.

Свойства углепластиковых слоев в направлении армирования примем по данным табл. 2, а в поперечном направлении и на сдвиг

возьмем оценочные характеристики из работы [73]. Полный набор использованных в расчетах механических характеристик углепластиковых слоев приведен в табл. 3.

Таблица 3

Механические характеристики слоев углепластика

Материал	Механические характеристики						
	E_{11}^+ , МПа	E_{22}^+ , МПа	ν_{12}	G_{12} , МПа	$[\sigma_{11}^+]$, МПа	$[\sigma_{22}^+]$, МПа	$[\tau_{12}]$, МПа
КМКУ – 2м.120.Э0,1	111200	8100	0,3	4400	894	44	74
ВКУ-39	63900	63900	0,3	4080	809	809	150

Прочность композитов с выбранными схемами армирования будем также оценивать на основе соотношений механики слоистых пластин, рассчитывая напряжения в слоях, задавая значения макронапряжений пакета для случая растяжения в двух направлениях $\langle \sigma_{11}^+ \rangle$. По заданным макронапряжениям с помощью эквивалентной матрицы жесткости пакета (4) можно определить макроскопические деформации пакета:

$$[\langle \epsilon \rangle] = [A]^{-1} [\langle \sigma \rangle]. \quad (6)$$

Считая, что слои деформируются совместно без проскальзывания, напряжения в каждом k -м слое пакета можно определить с помощью уравнений

$$\begin{aligned} \sigma_{x_k} &= (Q'_{11})_k \langle \epsilon_x \rangle + (Q'_{12})_k \langle \epsilon_y \rangle + (Q'_{16})_k \langle \gamma_{xy} \rangle, \\ \sigma_{y_k} &= (Q'_{12})_k \langle \epsilon_x \rangle + (Q'_{22})_k \langle \epsilon_y \rangle + (Q'_{26})_k \langle \gamma_{xy} \rangle, \\ \tau_{xy_k} &= (Q'_{16})_k \langle \epsilon_x \rangle + (Q'_{26})_k \langle \epsilon_y \rangle + (Q'_{66})_k \langle \gamma_{xy} \rangle. \end{aligned} \quad (7)$$

Для оценки прочности каждого слоя будем использовать критерий максимальных напряжений для напряжений вдоль армирования, в поперечном направлении, а также для напряжений сдвига в плоскости слоя. Соответствующие предельные значения напряжений $[\sigma_{11}^+]$, $[\sigma_{22}^+]$, $[\tau_{12}]$, использованные в расчетах, приведены также в табл. 3. Сравнивая напряжения в слоях пакета, рассчитанные по уравнениям (7),

при различных макроскопических напряжениях $\langle \sigma_{11}^+ \rangle$, $\langle \sigma_{22}^+ \rangle$ с пределами прочности слоев из табл. 3, можно получить значение макронапряжений, при которых не выполняется какой-либо критерий прочности для слоя. Расчеты показали, что для рассмотренных пакетов композиционных материалов наименьшим значениям макроскопических напряжений соответствует случай нарушения критерия прочности для поперечных и касательных напряжений в слое. Можно предположить, что при таких макроскопических напряжениях в пакете появляются расслоения вследствие высоких поперечных и касательных напряжений, а макроскопические напряжения соответствуют пределу прочности слоистого пакета.

Рассчитанные таким образом эффективные Модули Юнга E^* и пределы макроскопической прочности при растяжении углепластиков $[\sigma_{11}^+]^*$, $[\sigma_{22}^+]^*$ с квазиизотропными схемами армирования приведены в табл. 4, там же приведены упругие свойства и предел текучести алюминиевого сплава АК-4. Кроме того, в табл. 4 для рассматриваемых материалов приведены и полученные делением на плотность удельные характеристики, которые удобно использовать для оценки массовой эффективности применения материалов в конструкции.

Таблица 4

Физико-механические характеристики углепластиков с квазиизотропной схемой армирования и алюминиевого сплава АК-4

Материал	Физико-механические характеристики						
	ρ , кг/м ³	E^* , МПа	$\frac{E^*}{\rho}$, Н·м/кг	$[\sigma_{11}^+]^*$, МПа	$[\sigma_{22}^+]^*$, МПа	$\frac{[\sigma_{11}^+]^*}{\rho}$, Н·м/кг	$\frac{[\sigma_{22}^+]^*}{\rho}$, Н·м/кг
КМКУ – 2м.120.Э0,1	1400	41400	29,6	333,0	249,0	237,9	188,6
ВКУ-39	1600	41200	25,8	536,0	539,0	335,0	336,9
АК-4	2770	72000	26,0	260,0	260,0	93,9	93,9

Анализируя данные табл. 3 и 4, можно отметить, что, несмотря на то, что механические свойства однонаправленного углепластика вдоль волокон значительно выше, чем у алюминиевого сплава, эффективная жесткость и прочность однонаправленного углепластика при квазиизо-

тропной схеме армирования становятся даже несколько ниже, чем у АК-4. Это объясняется его низким поперечным модулем упругости и низкими пределами прочности на сдвиг и поперечное нагружение. Модуль упругости углепластика ВКУ-39, армированного равнопрочной тканью, также ниже, чем у АК-4.

Однако удельные механические свойства рассматриваемых углепластиков даже при квазиизотропном армировании выше, чем у АК-4, что позволяет получить выигрыш по массе для ЛСА при замене материала АК-4 на любой из рассматриваемых углепластиков. Предварительные оценки показывают, что при необходимости получения более высокой жесткости конструкции ЛСА предпочтительно использовать углепластик КМКУ-2м.120.Э0,1, а для большей прочности изделия – углепластик ВКУ-39 на основе равнопрочной ткани, который соизмерим по удельной жесткости с АК-4, но обладает более высокой эффективной прочностью по сравнению с КМКУ-2м.120.Э0,1.

Более точный анализ сравнительной эффективности использования различных материалов, в том числе при условии их комбинирования, при создании ЛСА необходимо провести с учетом особенностей ее конструкции и реальных условий нагружения, используя постановку задачи МДТТ и методы компьютерного моделирования. При этом для учета влияния особенностей структуры и технологических дефектов на прочность конструкции необходимо решение вышеупомянутой многоуровневой задачи механики композиционных материалов. Для прогнозирования поведения композитной конструкции при длительном циклическом нагружении и оценки ее ресурса работы многоуровневую постановку требуется дополнить кинетическими уравнениями накопления повреждений и условиями редуцирования свойств материала в поврежденных и дефектных зонах, аналогичных используемым в работе [73].

Заключение

В настоящее время мировые лидеры авиадвигателестроения активно внедряют композиционные материалы в конструкцию силовых деталей и узлов современных двигательных установок. Лопатки вентилятора либо лопатки спрямляющего аппарата перспективных зарубежных двигателей нового поколения: GE9x, Rolls-Royce семейства Advance и UltraFan, LEAP и HF 120 выполнены из композиционных материалов. Создание лопатки спрямляющего аппарата из композиционных

материалов для нового российского двигателя ПД-14 является актуальной проблемой.

Для изготовления лопатки спрямляющего аппарата из ПКМ можно использовать три основных технологии: препреговая технология с автоклавным формованием, пропитка под давлением (RTM формование) и прессование композиционных материалов на термопластичных и термореактивных связующих. В качестве композиционных материалов наиболее перспективными для создания ЛСА являются углепластики на основе однонаправленных и равнопрочных тканей. При этом даже квазиизотропная схема армирования («black aluminum») может потенциально обеспечить двукратный выигрыш по массе в основной части конструкции ЛСА по сравнению с используемым в настоящее время алюминиевым сплавом АК-4.

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. При этом технология изготовления решающим образом влияет на реализацию свойств композиционного материала в конструкции и стабильность качества получаемого изделия.

Для решения этой комплексной задачи необходима постановка ряда связанных многоуровневых задач МДТТ, описывающих как технологические процессы переработки и формования материала при изготовлении конструкции, так и ее поведение при различных эксплуатационных нагрузках. Связанные задачи фильтрации вязкопластической жидкости и упруговязкопластического деформирования армирующего каркаса совместно с уравнениями термокинетического превращения при полимеризации связующего или препрега позволят определить реальную структуру и свойства материала в составе конструкции, уровень остаточных напряжений и возможность появления типичных дефектов после технологического цикла изготовления. Многоуровневые задачи механики композиционных материалов позволят учесть влияние наличия дефектов, особенностей структуры и свойств материала в составе конструкции на прочность конструкции при различных условиях нагружения. Использование кинетических уравнений накопления повреждений и условий редуцирования свойств материала в поврежденных и дефектных зонах позволят прогнозировать поведение компо-

зитной конструкции при длительном циклическом нагружении для оценки ее ресурса работы.

Следует отметить, что для решения поставленных задач МДТТ необходимо проведение и сложного комплекса расчетно-экспериментальных работ по определению материальных функций для определяющих соотношений, описывающих поведение материалов на различных стадиях технологического процесса. Это может потребовать постановки и решения отдельных модельных задач, описывающих технологические процессы получения образцов простой формы для сопоставления с результатами экспериментов.

Однако детальное моделирование технологических процессов и особенностей работы конструкции при различных эксплуатационных нагрузках на основе решения корректных постановок задач МДТТ на этапе проектирования позволит сократить объем экспериментальной отработки технологических режимов изготовления и экспериментального подтверждения эксплуатационной прочности ЛСА.

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. Иноземцев А.А. Наноиндустрия авиадвигателя // Пермские авиационные двигатели. – 2010. – № 20. – С. 32–34.
2. Эксплуатационный ресурс стеклопластикового кожуха сопла авиационного газотурбинного двигателя / Рубцов С.М. [и др.] // Конструкции из композиционных материалов. – 2007. – № 3. – С. 81–89.
3. Рубцов С.М. Полимерные волокнистые композиты в конструкции турбовентиляторного авиационного двигателя ПС-90А // Конверсия в машиностроении. – 2007. – № 3. – С. 19–26.

4. King J. Composites for Aeroengines // *Materials World*. – 1997. – Vol. 5. – No. 6 – P. 324–327.

5. Warwick G. Carbon redux // *Aviation Week & Space Technology*. – Vol. 175. – No. 24. – P. 27.

6. Уорвик Г. Rolls-Royce созрел для композитов [Электронный ресурс] // *Авиатранспортное обозрение (АТО)*. – 2013. – № 142. – URL: <http://www.ato.ru/content/rolls-royce-sozrel-dlya-kompozitov> (дата обращения: 06.11.14).

7. Coroneos R.M. Structural analysis and optimization of a composite fan blade for future aircraft engine // *Technical Report. NASA Glenn Research Center; Cleveland, OH, USA* – 2012. – ID: 20120013597.

8. Bellini C., Carney J. The GENx: Next generation aviation // *University of Pittsburgh Swanson School of Engineering's 12th Annual Freshman Engineering Conference*. – 2012.

9. Михалкин А.А. Рабочие лопатки вентилятора перспективных ТРДД // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 9 (106). – С. 97–100.

10. 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 6 November 2014).

11. Ramsey J.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 6 November 2014).

12. 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: 06.11.14)

13. 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 6 November 2014).

14. Norris G. HondaJet engine wins certification // *Aviation Week & Space Technology*. – 2013. – Vol. 175 – P. 50

15. Composite trends from Hexcel. June 2011: Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. – URL: <http://www.hexcel.com/news/newsletters/letter-20110626.pdf> (дата обращения: 06.11.14).

16. URL: <http://www.gehonda.com> (дата обращения: 06.11.14).

17. Amoo L.M. On the design and structural analysis of jet engine fan blade structures // *Progress in Aerospace Sciences*. – 2013. – Vol. 60 – P. 1–11. DOI: 10.1016/j.paerosci.2012.08.002

18. 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 – P. 1416–1423. DOI: 10.1016/j.compstruct.2010.11.012

19. Carlos A., Estrada M. New technology used in gas turbine blade materials // *Scientia Et Technica*. – 2007. – Vol. XIII (36).

20. Testing and analysis of a highly loaded composite flange / N.E. Jansson, A. Lutz, M. Wolfahrt, A. Sjunnesson // *ECCM13: 13th European Conference on Composite Materials*. – Stockholm, Sweden, 2008.

21. Blecherman S., Stankunas T.N. Composite fan exit guide vanes for high bypass ratio gas turbine engines // *Journal of Aircraft*. – 1982. – Vol. 19. – No. 12. – P. 1032–1037. DOI: 10.2514/3.44808

22. Advances in gas turbine technology, book edited by Ernesto Benini // *Materials for Gas Turbines – An Overview*. By Nageswara Rao Muktinutalapati. DOI: 10.5772/20730

23. Koff B.L. Gas turbine technology evolution: a designer's perspective // *Journal of Propulsion and Power*. – 2004. – Vol. 20. – No. 4. – P. 577–595.

24. Structural composite fan exit guide vane for a turbomachine. Patent No.: EP2562361 A1. Nicholas D. Stilin, United Technologies Corporation, 2013.

25. High pressure molding of composite parts. Patent No.: US 8734925 B2. Matthew Kweder, Bruno Boursier. Hexcel Corporation, 2014.

26. Method and apparatus for a structural outlet guide vane. Patent No.: US 8177513 B2. Dong-Jul Shlm, Scott Finn, Apostolos Pavlos Karafilis, William Howard Hasting, Arjan Hegeman. General Electric Company, 2012.

27. Stator vane for 3d composite blower. Patent No.: US20110110787 A1. Olivier Belmonte, Jean Noel Mahieu, Xavier Millier. Snecma, 2011.

28. Каримбаев Т.Д., Луппов А.А., Афанасьев Д.В. Рабочие лопатки вентиляторов из углепластика для перспективных двигателей. Достижения и проблемы // Двигатель. – 2011. – № 6 (78). – С. 2–7.

29. Пейчев Г.И. Разработка, экспериментальные исследования и доводка углепластиковой лопатки спрямляющего аппарата вентилятора двигателя Д-18Т // Авиационная промышленность. – 1989. – № 9. – С. 13–14.

30. Лебедева Ю.Е., Попович Н.В., Орлова Л.А. Защитные высокотемпературные покрытия для композиционных материалов на основе SiC [Электронный реурс] // Труды ВИАМ. – 2013. – № 2. – URL: http://viam-works.ru/ru/articles?art_id=7 (дата обращения: 06.11.14).

31. Evaluation of ceramic matrix composite technology for aircraft turbine engine applications / M.C. Halbig, M.H. Jaskowiak, J.D. Kiser, D. Zhu // 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2013, available at: <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20130010774> (accessed 6 November 2014).

32. Verrilli M.J., Robinson R.C., Calomino A.M. Ceramic matrix composite vane subelements tested in a gas turbine environment // Technical Report. NASA Glenn Research Center, Cleveland, OH, USA, 2003, available at: <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20050192260> (accessed 6 November 2014).

33. Mital S.K., Goldberg R.K., Bonacuse P.J. Modeling of Damage Initiation and Progression in a SiC/SiC Woven Ceramic Matrix Composite // 53rd AIAA Conference on Structures, Structural Dynamics and Materials (SDM). – 2012, available at: <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20120012848> (accessed 6 November 2014).

34. Ceramic matrix composite turbine engine vane. Patent No.: US 8,210,803 B2. Jeffery R. Schaff, Jun Shi. United Technologies Corporation, 2012.

35. Characterization of ceramic matrix composite vane subelements subjected to rig testing in a gas turbine environment / M. Verrilli, A. Calomino, D.J. Thomas, R.C. Robinson // Fifth International Conference on High Temperature Ceramic Matrix Composites, 2004, available at: <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20050198903> (accessed 6 November 2014).

36. Development of CMC Vane for Gas Turbine Engine / K. Watanabe, N. Suzumura, T. Nakamura, H. Murata, T. Araki, T. Natsumura // Ceramic Engineering and Science Proceedings. – 2003. – Vol. 24. – No. 4. – P. 599–604.

37. Probabilistic analysis of a SiC/SiC ceramic matrix composite turbine vane / P.L.N. Murthya, N.N. Nemetha, D.N. Brewerb, S. Mitalc // *Composites Part B: Engineering*. – 2008. – Vol. 39. – No. 4 – P. 694–703. DOI: 10.1016/j.compositesb.2007.05.006

38. 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: 06.11.14).

39. Ахметов А.М., Кондратец С.В., Перлов С.В. Технология и оборудование для изготовления корпусных и роторных деталей ГТД методом намотки // *Авиационная промышленность*. – 2013. – № 2. – С. 47–49.

40. Конструкционные и термостойкие клеи / Лукина Н.Ф. [и др.] // *Авиационные материалы и технологии*. – 2012. – № 5. – С. 328–335.

41. Клеевые препреги и композиционные материалы на их основе / Лукина Н.Ф. [и др.] // *Российский химический журнал*. – 2010. – Т. LIV, № 1. – С. 53–56.

42. Применение композиционных материалов на основе клеевых препрегов в конструкции деталей и агрегатов авиационной техники / Лукина Н. Ф. [и др.] // *Сварочное производство*. – 2014. – № 6. – С. 29–32.

43. ASTM D 3039/D 3039M – 14. Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials.

44. ASTM D 6641/D 6641M – 09. Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials Using a Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture.

45. ASTM D 7264/D 7261M – 07. Standard Test Method for Flexural Properties of Polymer Matrix Composite Materials.

46. ASTM D 2344/D 2344M – 13. Standard Test Method for Short-Beam Strength of Polymer Matrix Composite Materials and Their Laminates.

47. Liquid moulding technologies – resin transfer moulding, structural reaction injection moulding and related processing techniques / C.D. Rudd, A.C. Long, K.N. Kendall, C. Mangin. – Woodhead Publishing Ltd., Abington, England, 1997.

48. Modelling of permeability of textile reinforcements: Lattice Boltzmann method / E.B. Belov, S.V. Lomov, I. Verpoest, T. Peters, D. Roose, R.S. Parnas, K. Hoes, H. Sol // *Composites Science and Technology*. – 2004. – Vol. 64. – P. 1069–1080. DOI:10.1016/j.compscitech.2003.09.015

49. Parnas R.S., Salem A.J. A comparison of the unidirectional and radial inplane flow of fluids through woven composite reinforcements // *Polymer Composites*. – 1993. – Vol. 14. – No. 5. – P. 383–394. DOI: 10.1002/pc.750140504

50. Chen Z.-R., Ye L., Lu M. Permeability predictions for woven fabric preforms // *Journal of Composite Materials*. – 2010. – Vol. 44. – No. 13. – P. 1569–1586. DOI: 10.1177/0021998309355888

51. Chang C.Y., Shih M.S. Numerical simulation on the void distribution in the fiber mats during the filling stage of RTM // *Journal of reinforced plastics and composite*. – 2003. – Vol. 22. – No. 16. – P. 1437–1454. DOI: 10.1177/073168403027992

52. Numerical simulation of thickness variation effect on resin transfer molding process / A. Saad, A. Echchelh, M. Hattabi, M. El Ganaoui // *Journal of Polymer composites*. – 2012. – Vol. 33. – No. 1. – P. 10–21. DOI: 10.1002/pc.21226

53. Naik N.K., Sirisha M., Inani A. Permeability characterization of polymer matrix composites by RTM/VARTM // *Progress in Aerospace Sciences*. – 2014. – Vol. 65. – P. 22–40. DOI:10.1016/j.paerosci.2013.09.002

54. Shojaeia A. A numerical study of filling process through multi-layer preforms in resin injection/compression molding // *Composites Science and Technology*. – 2006. – Vol. 66. – No. 11–12. – P. 1546–1557. DOI: 10.1016/j.compscitech.2005.11.035

55. Process simulation for a large composite aeronautic beam by resin transfer molding / S. Laurenzi, A. Grilli, M. Pinna, F. De Nicola, G. Cattaneo, M. Marchetti // *Composites Part B: Engineering*. – 2014. – Vol. 57. – P. 47–55. DOI:10.1016/j.compositesb.2013.09.039

56. Yi S., Hilton H.H., Ahmad M.F. Cure-cycle simulations of composites with temperature- and cure-dependent anisotropic viscoelastic properties and stochastic delaminations // *Mechanics of Composite Materials and Structures*. – 1998. – Vol. 5. – No. 1. – P. 81–101. DOI: 10.1080/10759419808945894

57. Fernández I., Blas F., Frövel M. Autoclave forming of thermoplastic composite parts // *Journal of Materials Processing Technology*. – 2003. – Vol. 143–144. – P. 266–269. DOI: 10.1016/S0924-0136(03)00309-1

58. Hubert P., Fernlund G., Poursartip A. Autoclave processing for composites / eds. S. Advani, K.-T. Hsiao // *Manufacturing techniques for polymer matrix composites (PMCs)*. – Cambridge, UK, Woodhead Publishing Limited, 2012. – P. 414–434. DOI: 10.1533/9780857096258.3.414

59. Lystrup A., Andersen T.L. Autoclave consolidation of fibre composites with a high temperature thermoplastic matrix // *Journal of Materials Processing Technology*. – 1998. – Vol. 77. – No. 1–3. – P. 80–85. DOI: 10.1016/S0924-0136(97)00398-1

60. Simulation and improvement of temperature distributions of a framed mould during the autoclave composite curing process / G.N. Xie, J. Liu, W.H. Zang, G. Lorenzini, C. Biserni // *Journal of Engineering Thermophysics*. – 2013. – Vol. 22. – No. 1. – P. 43–61. DOI: 10.1134/S1810232813010062

61. Душин М.И., Хрульков А.В., Мухаметов Р.Р. Выбор технологических параметров автоклавного формования деталей из полимерных композиционных материалов // *Авиационные материалы и технологии*. – 2011. – № 3. – С. 20–26.

62. Математическое моделирование процесса отверждения изделий из полимерных композиционных материалов методом вакуумного автоклавного формования в технологическом пакете / С.В. Мищенко [и др.] // *Вестник ТГТУ*. – 2001. – Т. 7, № 1. – С. 7–19.

63. Kaushik V., Raghavan J. Experimental study of tool–part interaction during autoclave processing of thermoset polymer composite structures // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. – 2010. – Vol. 41. – No. 9. – P. 1210–1218. DOI: 10.1016/j.compositesa.2010.05.003

64. Zeng X., Raghavan J. Role of tool-part interaction in process-induced warpage of autoclave-manufactured composite structures // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. – 2010. – Vol. 41. – No. 9. – P. 1174–1183. DOI: 10.1016/j.compositesa.2010.04.017

65. Khan L.A., Nesbitt A., Day R.J. Hygrothermal degradation of 977-2A carbon/epoxy composite laminates cured in autoclave and Quickstep // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. – 2010. – Vol. 41. – No. 8. – P. 942–953. DOI: 10.1016/j.compositesa.2010.03.003

66. Experimental identification of process parameters inducing warpage of autoclave-processed CFRP parts / D. Stefaniak, E. Kappel, T. Spröwitz, C. Hühne // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. – 2012. – Vol. 43. – No. 7. – P. 1081–1091. DOI: 10.1016/j.compositesa.2012.02.013

67. Experimental and numerical study on the effect of rubber mold configuration on the compaction of composite angle laminates during autoclave processing / C.B. Xin, Y.Z. Gu, M. Li, J. Luo, Y.X. Li, Z.G. Zhang // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. – 2011. – Vol. 42. – No. 10. – P. 1353–1360. DOI: 10.1016/j.compositesa.2011.05.018

68. Potter K. Understanding the origin of defects and variability in composites manufacture // Proceedings of the 17th international conference on composite materials. Edinburgh, UK, 2009.

69. Mesogitis T.S., Skordos A.A., Long A.C. Uncertainty in the manufacturing of fibrous thermosetting composites: A review // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. – 2014. – Vol. 57. – P. 67–75. DOI: 10.1016/j.compositesa.2013.11.004

70. Herring M.L., Mardel J.I., Fox B.L. The effect of material selection and manufacturing process on the surface finish of carbon fibre composites // Journal of Materials Processing Technology. – 2010. – Vol. 210. – No. 6–7. – P. 926–940. DOI: 10.1016/j.jmatprotec.2010.02.005

71. Black S. Getting to know “Black Aluminum” // Modern Machine Shop. – 2008, available at: <http://www.mmsonline.com/articles/getting-to-know-black-aluminum> (accessed 6 November 2014).

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

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

74. Постнова М.В., Постнов В.И. Опыт развития безавтоклавных методов формования ПКМ [Электронный ресурс] // Труды ВИАМ. – 2014. – № 4. – URL: <http://viam-works.ru/plugins/content/journal/uploads/articles/pdf/660.pdf> (дата обращения: 06.11.14).

75. Петрова Г.Н. Конструкционные материалы на основе армированных термопластов // Российский химический журнал. – 2010. – Т. LIV, № 1.

76. Краснов Л.Л. Особенности формования пресс-волокнита на основе модифицированного фенолформальдегидного связующего [Электронный ресурс] // Труды ВИАМ. – 2014. – № 8. – URL: <http://viam-works.ru/plugins/content/journal/uploads/articles/pdf/696.pdf> (дата обращения: 06.11.14).

References

1. Inozemtsev A.A. Nanoindustriia aviadvigatelia [Nanoindustry of aircraft engine]. *Permskie aviatsionnye dvigateli*, 2010, no. 20, pp. 32-34.

2. Rubtsov S.M., Anoshkin A.N., Tashkinov A.A., Shavshukov V.E. Ekspluatatsionnyi resurs stekloplastikovogo kozhukha sopla aviatsionnogo

gazoturbinnogo dvigatel'ia [Service life of fiberglass liner of nozzle of aircraft gas turbine engine]. *Konstrukcii iz kompozicionnykh materialov*, 2007, no. 3, pp. 81-89.

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

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

5. Warwick G. Carbon redux. *Aviation Week & Space Technology*, vol. 175, no. 24, p. 27.

6. 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>.

7. Coroneos R.M. Structural analysis and optimization of a composite fan blade for future aircraft engine. *Technical Report. NASA Glenn Research Center*, Cleveland, OH, USA, 2012, available at: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20120013597.pdf>.

8. Bellini C., Carney J. The GENx: Next generation aviation. *University of Pittsburgh Swanson School of Engineering's 12th Annual Freshman Engineering Conference*, 2012.

9. Mihalkin A.A. Rabochie lopatki ventilatora perspektivnykh TRDD [The fan blades of perspective turbojets]. *Aviatsionno-kosmicheskaiia tekhnika i tekhnologiiia*, 2013, no. 9 (106), pp. 97-100.

10. Ronald Donner. Turbine Technology: The GENx Engine. *Aircraft maintenance technology*, 2010, available at: <http://www.aviationpros.com/article/10372016/turbine-technology-the-genx-engine>.

11. James W. Ramsey. 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.

12. 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>.

13. 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.

14. Norris G. HondaJet engine wins certification. *Aviation Week & Space Technology*, 2013, vol. 175, p. 50.

15. Composite trends from Hexcel. June 2011: Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. – URL: <http://www.hexcel.com/news/newsletters/letter-20110626.pdf> (дата обращения: 06.11.14).

16. URL: <http://www.gehonda.com> (дата обращения: 06.11.14).

17. Amoo L.M. On the design and structural analysis of jet engine fan blade structures // *Progress in Aerospace Sciences*. – 2013. – Vol. 60 – P. 1–11. DOI: 10.1016/j.paerosci.2012.08.002

18. 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 – P. 1416–1423. DOI: 10.1016/j.compstruct.2010.11.012

19. Carlos A., Estrada M. New technology used in gas turbine blade materials. *Scientia Et Technica*, 2007, vol. XIII (36).

20. 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.

21. Blecherman S., Stankunas T.N. Composite fan exit guide vanes for high bypass ratio gas turbine engines. *Journal of Aircraft*, 1982, vol. 19, no. 12, pp. 1032-1037. DOI: 10.2514/3.44808

22. *Advances in Gas Turbine Technology*. Ed. by E. Benini. *Materials for Gas Turbines, An Overview*. By Nageswara Rao Muktinutalapati. DOI: 10.5772/20730.

23. Koff B.L. Gas turbine technology evolution: a designer's perspective. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, vol. 20(4), pp. 577-595.

24. Structural composite fan exit guide vane for a turbomachine. Patent No.: EP2562361 A1. Nicholas D. Stilin, United Technologies Corporation, 2013.

25. High pressure molding of composite parts. Patent No.: US 8734925 B2. Matthew Kweder, Bruno Boursier. Hexcel Corporation, 2014.

26. Method and apparatus for a structural outlet guide vane. Patent No.: US 8177513 B2. Dong-Jul Shlm, Scott Finn, Apostolos Pavlos Karafillis, William Howard Hasting, Arjan Hegeman. General Electric Company, 2012.

27. Stator vane for 3d composite blower. Patent No.: US20110110787 A1. Olivier Belmonte, Jean Noel Mahieu, Xavier Millier. Snecma, 2011.

28. Karimbaev T.D., Luppov A.A., Afanas'ev D.V. Rabochie lopatki ventilatorov iz ugleplastika dlia perspektivnykh dvigatelei. Dostizheniia i problemy [Carbonfiber fan blades for advanced engines. Achievements and problems]. *Dvigatel'*, 2011, no. 6 (78), pp. 2-7.

29. Peichev G.I. Razrabotka, eksperimental'nye issledovaniia i dovodka ugleplastikovoii lopatki spriamliaiushchego apparata ventilatora dvigatelea 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.

30. Lebedeva Iu.E., Popovich N.V., Orlova L.A. Zashchitnye vysokotemperaturnye pokrytiia dlia kompozitsionnykh materialov na osnove SiC [High-temperature protective coatings for composite materials based on SiC]. *Trudy VIAM*, 2013, no. 2, available at: http://viam-works.ru/ru/articles?art_id=7 (accessed 6 November 2014).

31. Halbig M.C., Jaskowiak M.H., Kiser J.D., Zhu D. Evaluation of ceramic matrix composite technology for aircraft turbine engine applications. *41st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2013, available at: <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20130010774> (accessed 6 November 2014).

32. Verrilli M.J., Robinson R.C., Calomino A.M. Ceramic matrix composite vane subelements tested in a gas turbine environment. *Technical Report. NASA Glenn Research Center*, Cleveland, OH, USA, 2003, available at: <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20050192260> (accessed 6 November 2014).

33. Mital S.K., Goldberg R.K., Bonacuse P.J. Modeling of Damage Initiation and Progression in a SiC/SiC Woven Ceramic Matrix Composite. *53rd AIAA Conference on Structures, Structural Dynamics and Materials (SDM)*, 2012, available at: <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20120012848> (accessed 6 November 2014).

34. Schaff J.R., Shi J. Ceramic matrix composite turbine engine vane. Patent US No. 8,210,803 B2. United Technologies Corporation, 2012.

35. Verrilli M., Calomino A., Thomas D.J., Robinson R.C. Characterization of ceramic matrix composite vane subelements subjected to rig testing in a gas turbine environment. *Fifth International Conference on High Temperature Ceramic Matrix Composites*, 2004, available at: <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20050198903> (accessed 6 November 2014).

36. Watanbe K., Suzumura N., Nakamura T., Murata H., Araki T., Natsumura T. Development of CMC vane for gas turbine engine. *Ceramic engineering and science proceedings*, 2003, vol. 24, no. 4, pp. 599-604.

37. Murthya P.L.N., Nemetha N.N., Brewerb D.N., Mitalc S. Probabilistic analysis of a SiC/SiC ceramic matrix composite turbine vane. *Composites Part B: Engineering*, 2008, vol. 39, no. 4, pp. 694-703. DOI: 10.1016/j.compositesb.2007.05.006

38. 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 6 November 2014).

39. Akhmetov A.M., Kondratets S.V., Perlov S.V. Tekhnologiya i oborudovanie dlia izgotovleniia korpusnykh i rotornykh detalei GTD metodom namotki [Technology and equipment for manufacturing case and rotor parts of a gas turbine engine by winding PCM]. *Aviatsionnaia promyshlennost'*, 2013, no. 2, pp. 47-49.

40. Lukina N.F., Dementieva L.A., Petrova A.P., Srezhenkov A.A. Konstruktsionnye i termostoikie klei [Structural and high-temperature adhesive]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii*, 2012, no. 5, pp. 328-335.

41. Lukina N.F. [et al.]. Kleevye prepregi i kompozitsionnye materialy na ikh osnove [Adhesive prepregs and composite materials on their basis]. *Rossiiskii khimicheskii zhurnal*, 2010, vol. LIV, no. 1, pp. 53-56.

42. Lukina N.F. [et al.] Primenenie kompozitsionnykh materialov na osnove kleevykh prepregov v konstruktsii 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.

43. ASTM D 3039/D 3039M – 14. Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials.

44. ASTM D 6641/D 6641M – 09. Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials Using a Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture.

45. ASTM D 7264/D 7261M – 07. Standard Test Method for Flexural Properties of Polymer Matrix Composite Materials.

46. ASTM D 2344/D 2344M – 13. Standard Test Method for Short-Beam Strength of Polymer Matrix Composite Materials and Their Laminates.

47. Rudd C.D., Long A.C., Kendall K.N., Mangin C. Liquid moulding technologies – resin transfer moulding, structural reaction injection moulding and related processing techniques. Woodhead Publishing Ltd., Abington, England, 1997.

48. Belov E.B., Lomov S.V., Verpoest I., Peters T., Roose D., Parnas R.S., Hoes K., Sol H. Modelling of permeability of textile reinforcements: Lattice Boltzmann method. *Composites Science and Technology*, 2004, vol. 64, pp. 1069-1080. DOI: 10.1016/j.compscitech.2003.09.015

49. Parnas R.S., Salem A.J. A comparison of the unidirectional and radial inplane flow of fluids through woven composite reinforcements. *Polymer Composites*, 1993, vol. 14, no. 5, pp. 383-394. DOI: 10.1002/pc.750140504

50. Chen Z.-R., Ye L., Lu M. Permeability predictions for woven fabric preforms. *Journal of Composite Materials*, 2010, vol. 44, no. 13, pp. 1569-1586. DOI: 10.1177/0021998309355888

51. Chang C.Y., Shih M.S. Numerical simulation on the void distribution in the fiber mats during the filling stage of RTM. *Journal of reinforced plastics and composite*, 2003, vol. 22, no. 16, pp. 1437-1454. DOI: 10.1177/073168403027992

52. Saad A., Echhelh A., Hattabi M., El Ganaoui M. Numerical simulation of thickness variation effect on resin transfer molding process. *Journal of Polymer composites*, 2012, vol. 33, no. 1, pp. 10-21. DOI: 10.1002/pc.21226

53. Naik N.K., Sirisha M., Inani A. Permeability characterization of polymer matrix composites by RTM/VARTM. *Progress in Aerospace Sciences*, 2014, vol. 65, pp. 22-40. DOI: 10.1016/j.paerosci.2013.09.002

54. Shojaeia A. A numerical study of filling process through multi-layer preforms in resin injection/compression molding. *Composites Science and Technology*, 2006, vol. 66, no. 11-12, pp. 1546-1557. DOI: 10.1016/j.compscitech.2005.11.035

55. Laurenzi S., Grilli A., Pinna M., De Nicola F., Cattaneo G., Marchetti M. Process simulation for a large composite aeronautic beam by resin transfer molding. *Composites Part B: Engineering*, 2014, vol. 57, pp. 47–55. DOI: 10.1016/j.compositesb.2013.09.039

56. Yi S., Hilton H.H., Ahmad M.F. Cure-cycle simulations of composites with temperature- and cure-dependent anisotropic viscoelastic properties and stochastic delaminations. *Mechanics of Composite Materials and Structures*, 1998, vol. 5, no. 1, pp. 81-101. DOI: 10.1080/10759419808945894

57. Fernández I., Blas F., Frövel M. Autoclave forming of thermoplastic composite parts. *Journal of Materials Processing Technology*, 2003, vol. 143–144, pp. 266–269. DOI: 10.1016/S0924-0136(03)00309-1

58. Hubert P., Fernlund G., Poursartip A. Autoclave processing for composites. Eds. S. Advani, K-T. Hsiao. *Manufacturing techniques for polymer matrix composites (PMCs)*. Cambridge, UK, Woodhead Publishing Limited, 2012, pp. 414–434. DOI: 10.1533/9780857096258.3.414

59. Lystrup A., Andersen T.L. Autoclave consolidation of fibre composites with a high temperature thermoplastic matrix. *Journal of Materials Processing Technology*, 1998, vol. 77, no. 1-3, pp. 80–85. DOI: 10.1016/S0924-0136(97)00398-1

60. Xie G.N., Liu J., Zang W.H., Lorenzini G., Biserni C. Simulation and improvement of temperature distributions of a framed mould during the autoclave composite curing process. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2013, vol. 22, no. 1, pp. 43–61. DOI: 10.1134/S1810232813010062

61. Dushin M.I., Khrulkov A.V., Mukhametov R.R. Vybor tekhnologicheskikh parametrov avtoklavnogo formovaniia detalei iz polimernykh kompozitsionnykh materialov [Selected technological parameters for the autoclave molding of polymer composites materials]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii*, 2011, no. 3, pp. 20–26.

62. Mishchenko S.V., Dmitriev O.S., Shapovalov A.V., Kyrillov V.N. Matematicheskoe modelirovanie protsessa otverzheniia izdelii iz polimernykh kompozitsionnykh materialov metodom vakuumnogo avtoklavnogo formovaniia v tekhnologicheskom pakete [Mathematical modelling of the curing process of products made from polymeric composed materials by the technique of vacuum autoclave moulding in technological packet]. *Vestnik TGTU*, 2001, vol. 7, no. 1, pp. 7–19.

63. Kaushik V., Raghavan J. Experimental study of tool–part interaction during autoclave processing of thermoset polymer composite structures. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2010, vol. 41, no. 9, pp. 1210–1218. DOI: 10.1016/j.compositesa.2010.05.003

64. Zeng X., Raghavan J. Role of tool-part interaction in process-induced warpage of autoclave-manufactured composite structures. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2010, vol. 41, no. 9, pp. 1174–1183. DOI: 10.1016/j.compositesa.2010.04.017

65. Khan L.A., Nesbitt A., Day R.J. Hygrothermal degradation of 977-2A carbon/epoxy composite laminates cured in autoclave and Quickstep. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2010, vol. 41, no. 8, pp. 942–953. DOI: 10.1016/j.compositesa.2010.03.003.

66. Stefaniak D., Kappel E., Sprowitz T., Hühne C. Experimental identification of process parameters inducing warpage of autoclave-processed CFRP parts. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2012, vol. 43, no. 7, pp. 1081-1091. DOI: 10.1016/j.compositesa.2012.02.013

67. Xin C.B., Gu Y.Z., Li M., Luo J., Li Y.X., Zhang Z.G. Experimental and numerical study on the effect of rubber mold configuration on the compaction of composite angle laminates during autoclave processing. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2011, vol. 42, no. 10, pp. 1353-1360. DOI: 10.1016/j.compositesa.2011.05.018.

68. Potter K. Understanding the origin of defects and variability in composites manufacture. *Proceedings of the 17th international conference on composite materials*. Edinburgh, UK, 2009.

69. Mesogitis T.S., Skordos A.A., Long A.C. Uncertainty in the manufacturing of fibrous thermosetting composites: A review. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2014, vol. 57, pp. 67-75. DOI: 10.1016/j.compositesa.2013.11.004

70. Herring M.L., Mardel J.I., Fox B.L. The effect of material selection and manufacturing process on the surface finish of carbon fibre composites. *Journal of Materials Processing Technology*, 2010, vol. 210, no. 6-7, pp. 926-940. DOI: 10.1016/j.jmatprotec.2010.02.005

71. Black S. Getting to know "Black Aluminum". *Modern Machine Shop*, 2008, available at: <http://www.mmsonline.com/articles/getting-to-know-black-aluminum> (accessed 6 November 2014).

72. 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.

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

74. Postnova M.V., Postnov V.I. Opyt razvitiia bezavtoklavnykh metodov formovaniia PKM [Development experience out-of-autoclave methods of formation PCM]. *Trudy VIAM*, 2014, no. 4, available at: <http://viam-works.ru/plugins/content/journal/uploads/articles/pdf/660.pdf> (accessed 6 November 2014).

75. Petrova G.N. Konstruktsionnye materialy na osnove armirovannykh termoplastov [Structural materials based on reinforced thermoplastics]. *Rossiiskii khimicheskii zhurnal*, 2010, vol. LIV, no. 1.

76. Krasnov L.L., Kirina S.V., Eliseev O.A. Osobennosti formovaniia press-voloknita na osnove modifitsirovannogo fenolformal'degidnogo sviazuiushchego [Features of forming pressed fiber reinforced plastic on the basis of modified phenol-formaldehyde binding]. *Trudy VIAM*, 2014, no. 8, available at: <http://viam-works.ru/plugins/content/journal/uploads/articles/pdf/696.pdf> (accessed 6 November 2014).

Об авторах

Аношкин Александр Николаевич (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор, начальник управления науки и инноваций Пермского национального исследовательского политехнического университета (614990, г. Пермь, Комсомольский пр. 29, e-mail: anoshkin@pstu.ru).

Зуйко Валерий Юрьевич (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник научно-образовательного центра «Акустические исследования, разработка и производство композитных и звукопоглощающих авиационных конструкций» Пермского национального исследовательского политехнического университета (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., 29, e-mail: zuiko-kt@pstu.ru).

Шипунов Глеб Сергеевич (Пермь, Россия) – младший научный сотрудник научно-образовательного центра «Акустические исследования, разработка и производство композитных и звукопоглощающих авиационных конструкций» Пермского национального исследовательского политехнического университета (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., 29, e-mail: shipunov-kt@pstu.ru).

Третьяков Андрей Андреевич (Пермь, Россия) – инженер научно-образовательного центра «Акустические исследования, разработка и производство композитных и звукопоглощающих авиационных конструкций» Пермского национального исследовательского политехнического университета (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., 29, e-mail: tretyakov-kt@pstu.ru).

About the authors

Aleksandr N. Anoshkin (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Director of Science Research Department of Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolski av., 614990, Perm, Russian Federation, e-mail: anoshkin@pstu.ru).

Valerii Yu. Zuiko (Perm, Russian Federation) – Ph.D., Leading Researcher of Scientific & Educational Center for Aviation Composite Technologies of Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolski av., 614990, Perm, Russian Federation, e-mail: zuiko-kt@pstu.ru).

Gleb S. Shipunov (Perm, Russian Federation) – Junior Researcher of Scientific & Educational Center for Aviation Composite Technologies of Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolski av., 614990, Perm, Russian Federation, e-mail: shipunov-kt@pstu.ru).

Andrey A. Tretyakov (Perm, Russian Federation) – Engineer of Scientific & Educational Center for Aviation Composite Technologies of Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolski av., 614990, Perm, Russian Federation, e-mail: tretyakov-kt@pstu.ru).

Получено 29.11.2014

Пробьба ссылаться на эту статью в русскоязычных источниках следующим образом:

Аношкин А.Н., Зуйко В.Ю., Шипунов Г.С., Третьяков А.А. Технологии и задачи механики композиционных материалов для создания лопатки спрямляющего аппарата авиационного двигателя // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2014. – № 4. – С. 5–44. DOI: 10.15593/perm.mech/2014.4.01

Please cite this article in English as:

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