

УДК 629.735.33.023:62-419.8

Кривов Г.А.<sup>1</sup>, Тарасов Ю.М.<sup>2</sup>, Громашев А.Г.<sup>2</sup>, Забашта В.Ф.<sup>1</sup><sup>1</sup> ОАО "Украинский научно-исследовательский институт авиационной технологии". Украина, Киев.<sup>2</sup> ОАО "Объединенная авиастроительная корпорация". Российская Федерация, Москва

## ТЕХНОЛОГИИ БЕЗАВТОКЛАВНОГО ФОРМОВАНИЯ СИЛОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПЛАНЕРА САМОЛЕТА ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

### Анотація

*Представлені результати являються підсумком оціночного аналізу по одному з передових методів авіаційного виробництва, а саме по технології безавтоклавного формування авіаційних конструкцій із полімерних композитних матеріалів (ПКМ) та їх ефективного застосування в літакобудуванні. Виконана робота показала, що саме цей новий клас технологій надає змогу максимально використати потенційні можливості композитів щодо зниження циклу та вартості виробництва. Представлена загальна структуризація нових процесів, а також наведені їх види, схеми та приклади їх ефективного застосування у серійному виробництві авіаційної техніки, як альтернативи препрего-автоклавним технологіям.*

### Abstract

*The presented results are the resume on research of one of the progressive methods of aircraft industry. We mean the technologies without the use of autoclave to form airframes from polymer composites, we also mean the effective usage of these technologies in aircraft construction. The researches showed that this new class of the technologies gives an opportunity to use at the full scale the potential performance capabilities of composites concerning the shorter production cycle and lower manufacturing costs. Here we present the general structuring of the new processes, show their types, schemes and examples of the effective usage in serial production of aeronautical equipment as an alternative to prepreg-autoclave technologies.*

Безавтоклавные методы формования композитных конструкций — важный инструмент эффективной реализации потенциальных преимуществ ПКМ

*Широкое и все более нарастающее применение ПКМ в авиационной технике по общему мнению знаменует очередной "прорывной" этап в мировом авиастроении. К примеру, только в самолете А-350 объем применения ПКМ составит 53%.*

Такое мощное применение ПКМ, прежде всего вместо алюминиевых сплавов, существенно потеснило их с первого места в материальном

облике самолета, а также вместо стальных и титановых сплавов, заставляет искать пути дальнейшего технико-экономического совершенствования и повышения технологической мощности в производстве авиаконструкций из ПКМ, в т.ч. в таком определяющем, но в то же время дорогостоящем и длительном процессе, как "формование".

Общеизвестно, что под этим термином понимается один из базовых этапов техпроцесса, при котором происходит отверждение связующего. В этот период создается конечная структура ПКМ, формируются его свойства с одновременной фиксации заданной формы и геометрических размеров изготавливаемого элемента конструкции.

В настоящее время в авиастроении широко применяется автоклавный метод формования (АМФ), при этом основной вид исходного полуфабриката — препрег, т.е.в данном случае речь идет о препрего-автоклавной схеме изготовления. Но, в то же время, возрастающее применение, прежде всего в серийном производстве, находят и так называемые безавтоклавные методы формования (БАМФ). С целью упрощения в данной статье под БАМФ прежде всего понимаются процессы так называемого *трансферного или инфузионного формования в закрытых формах* (closed mould processes) [1–14, 35–47 и др.] с такими отличительными уникальными признаками: использование преформ, процесса инфузии связующего в формы до предельного заполнения, применение простых нагревательных устройств для отверждения ПКМ.

По сравнению с препрего-автоклавными технологиями, речь идет не только о различии в содержании этапов процесса, но и в их последовательности. Во многих случаях БАМФ — это процессы ускоренного изготовления из ПКМ форморазмеростабильных конструкций с целью снижения общих затрат по сравнению с традиционными методами. Поэтому естественно, что одной из причин поиска и весомого применения эффективных альтернативных методов безавтоклавного формования изделий из ПКМ, в т.ч. крупногабаритных конструкций, явилась длительность, значительная трудоемкость и высокая стоимость процесса автоклавного формования. Высока также и стоимость автоклавного и связанного с ним дополнительного оборудования.

Поэтому, уже более десяти лет в многочисленных исследованиях речь идет о поисках замены сложной технологической системы условно и упрощенно обозначаемой "препрег → АМФ" на систему "преформа → БАМФ". В качестве преформ (полуфабрикаты деталей в виде сухих заготовок, паковок и т.п.) широко используются текстильные материалы, образуя класс текстильных конструкционных композитов. При их изготовлении широко используется автоматизированная технология плетения, например, 3-мерно-армированные методы плетения ПКМ, а также в ряде случаев прошивка с целью предотвращения деляминации многослойных ПКМ. Применяются и комбинированные методы изготовления сложно-составных авиационных конструкций, сочетающие например две системы, т.е. ["препрег → АМФ" и "преформа → БАМФ"]. Имеет место также и схема "преформа → АМФ" (см. п. 3.4, [49] и др.).

Таким образом, применение методов БАМФ (табл. 1) и среди них методов трансферного и инфузионного формования, таких как RTM, VARTM, LRI, RFI и др. означает переход от комплекса препрего-автоклавных технологий к иному комплексу технологий, а именно, получение преформ с последующими сопутствующими технологиями впрыска (инъекции, нагнетания, импрегнирования) связующего в эти преформы (в виде армирующего каркаса формуемых конструкций из ПКМ) за один технологический цикл.

*В связи с этим, БАМФ является ключевой составляющей бенчмаркинга<sup>1</sup> передовых авиационных корпораций. Более того, развитие указанных выше технологий пользуется поддержкой правительств ряда стран, поскольку наряду с повышением производительности и снижением энергозатрат, они более экологичны и в процессе производства образуют меньшее количество отходов. Указанное технологическое направление имеет межотраслевое значение (авиа, судо-, машино-, автостроение и др.) [54]. Поэтому государственная поддержка позволит преодолеть существенное отставание в этой передовой области создания конструкций из ПКМ.*

*Целью статьи является анализ и обобщение опыта зарубежных исследовательских центров и крупных авиационно-хозяйственных корпораций [53] в области БАМФ как фактор дальнейшего технологического развития "композитного" авиастроения.*

В связи с ограниченным объемом статьи, "сквозные" системы автоматизированного конст-

руктивно-технологического проектирования авиаконструкций из ПКМ, изготавливаемых методами БАМФ, не рассматриваются. Здесь, в первую очередь, можно указать на такие эффективные системы, как CATIA V5 CPD (Compositen Part Design), разрабатываемые корпорацией Dassault System (DS) для БАМФ.

#### Содержание статьи

В п. 1 в табличной форме (табл. 1) приведена общая структуризация основных процессов формования авиаконструкций из ПКМ, сохраняя при этом общепринятые в мировой практике обозначения. Последние труднопереводимы в отношении технически однозначного (адекватного) понимания. Поэтому в данном разделе имелось ввиду не только очертить рамки проводимого оценочного анализа информации, но и опосредованно через известные понятия, такие как "материал", "оборудование", "оснастка" дать общее первоначальное представление о новых процессах и их применении.

В п. 2 кратко рассматриваются основные типы структур волокнистых армирующих наполнителей, как главной компоненты в отношении несущей способности, технологичности и стоимости конструкций из ПКМ (табл. 2). В связи с ограниченным объемом статьи, в п. 2 среди множества структур кратко рассматриваются только неизвитые многоосиальные ткани, которые широко применяются в трансферных и инфузионных методах формования.

В п. 3 приведены основные особенности пяти методов формования в закрытых формах с примерами их применения. В ряде случаев они сопоставляются с автоклавыми методами формования.

В п. 4 с целью наглядности представлены итоговые данные по применению новых процессов БАМФ при изготовлении авиаконструкций из ПКМ.

Заканчивается статья развернутыми выводами и списком рассмотренной литературы.

#### 1. Общая структуризация процессов формования авиаконструкций из ПКМ

С целью понятийного различения многочисленных процессов БАМФ, ниже представлена их упрощенная структуризация. Говоря о крупногабаритных авиаконструкциях из ПКМ, начальные уровни структурного кодирования БАМФ должны последовательно и связано отображать следующие три "материально-технологических"

<sup>1</sup> Как известно, бенчмаркинг (benchmarking) является прикладным инструментом формирования опережающих стратегий достижения комплексных конкурентных преимуществ в данной отрасли. Он связан с разработкой конкретной программы действий, обеспечивающих наилучшие методы и формы работы для реализации стратегических целей, в т.ч. достижения преимуществ в области производства широко применяемых в авиастроении конструкций из ПКМ

класса: М (Material); Т (Tool); Е (Equipment). Отсюда следует:

**Класс М.** Вид используемых материалов, полуфабрикатов (препрег, преформа и др.)

**Класс Т.** Вид и укрупненная структура формообразующей (обычно двухсоставной "Female and Male") оснастки. Именно в рассматриваемых БАМФ с общепринятым вторым названием "closed mould processes" делается акцент на оснащение для ввода связующего и формования в едином процессе, как наиболее существенный признак.

**Класс Е.** Вид используемого оборудования.

Именно по этим трем классам М, Т, Е вводится код для общего (объединенного) класса с обозначением  $K_{mte}$ , где три нижних индекса "m", "t", "e" при К суть группы соответствующих классов:  $t_i \in M$ ;  $t_i \in T$ ;  $e_i \in E$  ( $i = 1, 2, \dots, n$ )

Таким образом, общий трехаспектный класс методов формования конструкций из ПКМ вводится посредством кода  $K_{mte}$  с упорядоченной последовательностью трех нижних индексов m, t, e. Ниже приведен укрупненный состав каждого из указанных трех классов.

В классе М выделено три группы:  $m_1$  – препрег;  $m_2$  – преформа + жидкое связующее;  $m_3$  – преформа + пленочное связующее. В свою очередь, возможны сочетания  $m_i$ , преформы могут

быть подразделены по типам структур и материалов и т.д.

В классе Т следует выделить такие группы:

$t_1$  – жесткая оснастка, при этом верхняя охватываемая и нижняя охватываемая части металлические (типа металлических прессформ) с двумя сопряженными половинами;

$t_2$  – оснастка из ПКМ аналогичная предыдущей;

$t_3$  – оснастка с массивной нижней металлической частью и верхней гибкой диафрагмой многократного использования, имеющей форму детали;

$t_4$  – жесткая (монокристаллическая или каркасная) форма с применением в процессе формования тонких цулаг и вакуумного мешка (герметичная пленка или ткань).

В классе Е наиболее характерными группами являются:  $e_1$  – автоклавы;  $e_2$  – пресса, в т.ч. специализированные формозажимные RTM – пресса;  $e_3$  – печи;  $e_4$  – обогреваемая оснастка (форма, пресс-форма и др.)

В табл. 1 приведены характерные методы и виды формования конструкций из ПКМ с учетом приведенный выше признаков. Здесь же представлены экспертные индексы стоимости материалов и технологической сложности осуществления процессов их изготовления [7 и др.].

Таблица 1

Сравнительные характеристики методов формования\* АМФ и БАМФ

Метод формования	Разновидности метода формования	Направление течения связующего	Технологический код	Оценочные экспертные индексы с возрастанием от 1 до 5		
				стоимость материала	технологическая сложность	
Автоклавный (препреговая технология)		2D, 3D или трансверсальное	K <sub>141</sub>	3	2–3	
Closed mould processes (технология впрыска в закрытых формах) LCM – Liquid Composite Moulding	<b>RTM</b> Resin transfer molding Трансферное формование (Формование методом впрыска связующего под давлением)	Standard RTM	3D	K <sub>212</sub>	2–5 (3D текстура)	2–5 (3D текстура)
		RTM Light	3D	K <sub>222</sub>	1	1
		VARTM	3D	K <sub>222</sub>	1	1
	<b>LRI</b> Liquid Resin infusion Инфузионное формование на основе жидких связующих	SCRIMP	3D или трансверсальное	K <sub>232</sub>	3	3
		SMPI				
	VAP vacuum- assisted process					
	<b>RFI</b> Resin Film infusion Инфузионное формование на основе пленочных связующих		Трансверсальное (тонкостенные детали)	K <sub>341</sub>	4	2

\* При обозначении процессов формования используется общепринятая в мировой практике аббревиатура терминов на английском языке. D обозначает размерность (dimension)

Переходя к нескольким вводным примерам, следует указать, что методы БМФ нашли широкое применение при изготовлении конструкций всех агрегатов планера самолетов различных классов (более подробно см. п.п. 3 и 4). Тут следует указать на конструкции кессона крыла, изготовленные методом Va-RTM [3], а также конструкции кессона крыла самолета А-380, изготовленные методом RTM [12]. Методом RTM изготавливают лонжероны крыла. Следует отметить производство методом RTM балок, закрылков и агрегатов механизации крыла [4], оперения самолета А-380 [8], нервюр носовой части крыла самолета А-380, центрального шарнирного фитинга спойлера ряда самолетов корпорации Airbus [1] и др.

Методом VAP производится гермоперегородка самолета В 787 [6] с размерами  $5 \times 6$  м и верхняя часть створки грузолука с размерами  $4 \times 7$  м самолета А-400М [6]. Указанная технология обеспечивает более быстрое и менее дорогое изготовление составляющих частей самолета. Отмечается, что использование VAP при производстве А-380 обеспечивает снижение затрат на 30% [20]. Методом RFI изготавливают нервюры крыла А-380 длиной около 1,8 м [13]. Наибольшей конструкцией, изготовленной методом RFI является задняя гермоперегородка самолета А-380. В табл. 1 показано, что объединение процессов RTM и LRI представляет общий раздел технологии с обозначением LCM — формование композиционных изделий на основе впрыска жидких связующих.

## 2. Основные типы структур текстильных материалов

Непропитанные волокнистые материалы (волокна, нити или ткани), образующие определенную плоскую или пространственную структуру, относят к текстильным армирующим каркасам, которые различаются ориентацией волокон, видом переплетения и геометрическими параметрами. Строение текстильного каркаса может изменяться в широком диапазоне от простого плоского листа до сложной пространственной многонаправленной структуры. Здесь речь может идти, например, о многоаксиальных (неизвитых) тканях, прошитых и плетенных преформах и др.

Введение пространственного каркаса позволяет значительно улучшить характеристики ПКМ. Удастся увеличить сопротивление композитов сдвигу и поперечному отрыву, повысить долговечность материала. Использование текстильной технологии изготовления композитов с пространственным армирующим каркасом позволяет устранить крайне опасный для конструкции вид разрушения — расслоение композитов, вызванное межслойными напряжениями [15–17]. Структуру текстильного полуфабриката необходимо спроектировать

таким образом, чтобы удовлетворить требованиям, связанным с множеством разных технологических воздействий, которым подвергается полуфабрикат при переработке в композит. В зависимости от процесса переработки и вида композитного изделия текстильный армирующий полуфабрикат может обладать, например, или высокой размерной стабильностью, или умеренной формуюмостью, или способностью принимать нужную форму при глубокой вытяжке-формообразовании.

Приспособляемость к форме (хотя бы и незначительная) необходима при изготовлении тонкостенных композитных оболочек и слоистых пластин малой кривизны. Для изготовления композитов с применением глубокой вытяжки-формовки или предварительно напряженных прессованных композитов армирующий каркас должен обладать значительной деформируемостью из плоскости без образования складок. Основными типами структур текстильных материалов, которые обладают необходимыми свойствами с точки зрения композитной технологии, являются одно- или многослойные тканые, трикотажные (вязаные), плетеные и нетканые структуры, схематически показанные в табл. 2. Здесь к многоаксиальным неизвитым тканям относят связанные прошивкой (перевязкой) нескольких однонаправленных с прямыми нитями слоев, при этом каждый из этих слоев повернут относительно друг друга на определенный угол, создавая по толщине ПКМ многоаксиальную структуру. Более подробно эти ткани описаны ниже.

**Неизвитые многоаксиальные ткани.** Значительную часть общей стоимости композиционных материалов составляют производственные расходы. В связи с этим принимаются меры, направленные на удешевление технологических процессов производства композиционных текстильных тканей. Передовым направлением, которое предлагает новые возможности управления архитектурой волокна, является технология многоаксиальной основовязаной ткани [multiaxial warp knit (MWN) process]. Как правило, такая ткань включает в себя от двух до четырех слоев прямых прядей волокна, удерживаемых вместе по толщине. Процесс изготовления включает в себя операцию размещения однонаправленных слоев волокна с последующей их перевязкой. Общий вес прошивочного материала составляет около 1% общего веса ткани. Волокна каждого слоя могут, например, ориентироваться в следующих направлениях: основа — ( $0^\circ$ ), соседний слой ( $90^\circ$ ) или под углом, обычно составляющим от  $30^\circ$  до  $60^\circ$ .

В отличие, например, от двунаправленных плоских тканей, получаемых по технологии перекрещивания нитей (нить в плоскости ткани извита из-за переплетения с другими нитями),

Таблица 2

Сравнение основных типов структур текстильных материалов

	Ткань с перекрещивающимися нитями	Неизвитая многоаксиальная ткань	Трикотаж	Плетение	Нетканый материал
Составной элемент	Нить	Нить	Нить	Нить	Волокно
Способ образования	Перекрещивание	Соединение тонкой нитью	Переплетение	Переплетение	Соединение склейкой
Геометрия					
Модели элементарной ячейки					
Ориентация*	Ортогональная	0/90; +45/-45 -45/90+45; 0/+45/90/-45	Непрямолинейная	Решетчатая	Хаотическая
Длина Непрерывность Подвижность Зацепление	Короткая Непрерывная Ограниченная Гибкое	Средняя Непрерывная Повышенная Ограниченное	Большая Дискретная Очень большая Подвижное	Короткая Непрерывная Ограниченная Ограниченное	Оч. короткая Та или иная Оч. незначительная Жесткое

\* Для многоаксиальных неизвитых тканей указаны также схемы ориентации слоев

каждый слой многоаксиальной основовязаной (прошитой) ткани сохраняет в каждом своем несущем слое характеристики однонаправленного волокна. Такие структурно составные ткани

называют еще неизвитыми тканями (non-stimp fabric) (см. рис. 1). Тогда ткани с перекрещивающимися нитями в ее плоскости относят к извитым тканям (stimp fabric).

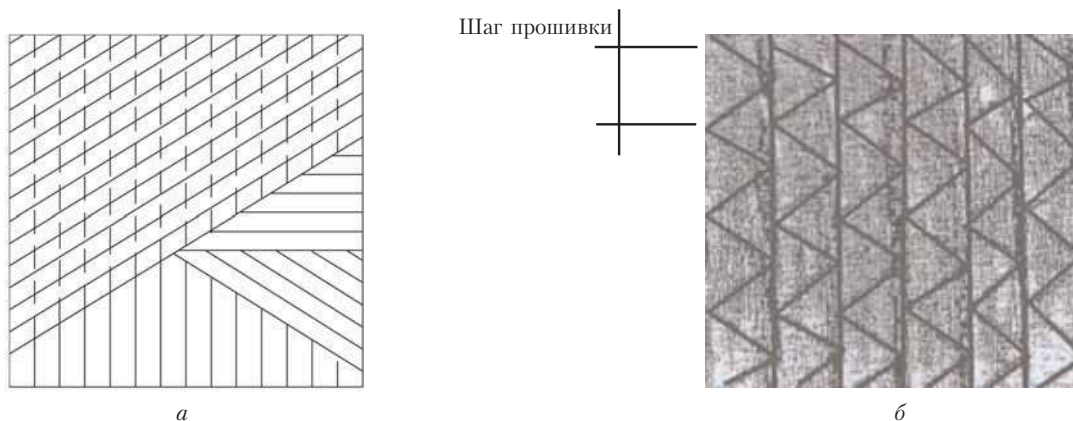


Рис. 1. Многоаксиальные неизвитые ткани:

а – Схема четырехаксиальной неизвитой ткани; б – Внешний вид прошитой трехаксиальной неизвитой ткани

Неизвитые ткани обладают хорошей размерной стабильностью, что делает перспективным их применение в ПКМ. Стежки, которыми простроена ткань, позволяют волокнам перемещаться друг относительно друга, обеспечивая при этом равномерный интервал между волокнами. Высокая драпируемость тканей позволяет применять их при изготовлении композиционных деталей сложной формы (например: детали с двойной кривизной) без чрезмерной обрезки и соединений с применением лоскутов. Поскольку требуемые многочисленные слои ткани выкладываются (соединяются) сразу в один прием в виде пакета, процесс производства композиционных деталей существенно упрощается. По сравнению с плетеными композиционными тканями, неизвитые тканекомпозиты имеют более высокие механические свойства, особенно при сжатии, что обусловлено тем, что при их производстве исключены перегибы волокон. Композитные изделия из неизвитых тканей могут производиться с применением многих традиционных технологий, а также методами RTM, VaRTM, RFI и др.

В заключение отметим, что приведенные выше в п.п. 1 и 2 материалы статьи позволяют перейти в п. 3 к следующему этапу изложения рассматриваемой проблемы, а именно — к более детальному представлению основных методов БАМФ.

### 3. Основные методы трансферного формования авиаконструкций из ПКМ

#### 3.1 Метод RTM

##### 3.1.1 Особенности метода и его разновидности

Обычно метод RTM определяется как впрыскивание связующего под давлением в форму через ее внешние инжекционные порталы (один или несколько). При этом в форму, предварительно помещается, как правило, сухая текстильная заготовка (преформа), в виде текстильного каркаса (на основе тканей, плетений и других передовых текстильных структур). Сложные преформы для поддержания цельности скрепляют либо тонкой нитью, либо с помощью адгезива. Эти соединительные элементы в объеме преформы составляют 2–5%. Осуществимость процесса течения связующего через спроектированную преформу для сложных конструкций исследуется с помощью компьютерной модели.

Указанный каркас предворяет форму готовой детали, поэтому о нем говорят как о *предварительной форме*. При использовании указанного метода с требованием высокой степени наполнения используются связующие, имеющие очень низкие значения показателей вязкости. При этом расход как синтетической смолы, входящей в связующее, так и катализатора строго фиксируется. Обе части смешиваются в автоматическом

распределительном устройстве, причем эта операция выполняется непосредственно перед инъекцией. Благодаря этому появляется возможность использования быстроотверждающихся систем связующих. Как правило, формы предварительно нагревают. Поэтому, применяя формование посредством впрыска связующего, можно снизить длительность производственного цикла от нескольких дней, обычно требуемых при применении ручной выкладки препрега с последующим отверждением выложенного пакета в автоклаве, до нескольких часов. Таким образом после ввода связующего отверждение детали производится, например, либо в предварительно подогретой форме или в печи (а не под давлением в автоклаве).

В итоге метод RTM, как и другие методы БАМФ, по сравнению с традиционными препреговыми технологиями, принятыми в аэрокосмической отрасли, имеет ряд преимуществ:

- уменьшение трудоемкости получения пропитанной заготовки, особенно сложной формы, и большие возможности создания интегральных конструкций по сравнению с препреговыми технологиями;

- переход от сложной, энергоемкой и дорогостоящей операции автоклавного формования на более простые, менее длительные и менее энергоемкие операции отверждения изделий (например, в подогретой форме или в печи). Естественно, что при наличии обширного парка автоклавов, их можно приспособить для изготовления деталей и по технологиям впрыска;

- получение хорошего качества и точности всех поверхностей формируемых деталей без последующей их доводки, тогда как в автоклаве хорошее качество достигается во многих случаях лишь на одной поверхности детали. Это прежде всего связано с тем, что оснастка для автоклавного формования с определенной степенью условности относится к типу так называемых закрытых "односторонних" форм, в то время как оснастка для проведения RTM процессов относится к типу закрытых многосторонних форм. В последнем случае подразумевается процесс впрыска в формирующую оснастку, обеспечивая заполнение связующим пустотелости сухих преформ до требуемого объема по форме детали с одновременным обеспечением ее размерной стабильности;

- экологическая чистота процесса.

Существует множество определений RTM-процессов, их разновидностей, версий, модификаций и т.п. По выражению президента компании VSG, что "если попросить 100 человек о формулировке ими метода RTM, то от них будет получено 100 разных ответов".

Поэтому ниже говорится о наиболее распространенных формулировках и представлениях.

Так, во многих источниках отмечают три основных типа RTM, со следующими аббревиатурами:

- RTM — так называемый классический, стандартный или тяжелый RTM;

- LRTM (Light RTM) — так называемый легкий RTM;

- VaRTM (Vacuum — assisted resin transfer molding), т.е. впрыскивание (инжекция) связующего в форму с помощью вакуума (п. 3. 2). В свою очередь, VaRTM имеет ряд разновидностей.

Эти три основных типа различаются по ряду признаков. Одним из главных является величина давления при впрыске связующего. Для стандартных RTM — процессов это давление является максимальным и может достигать уровня  $10 \text{ кг/см}^2$ , в LRTM для инъекции используется либо вакуум, либо вакуум в комбинации с низким прессовым давлением, а в VaRTM подача связующего в форму происходит только с использованием вакуума. В определенной степени к процессу LRTM может быть отнесен и процесс VARI (Vacuum Assisted Resin infusion) [27].

Среди указанных выше разновидностей, наименьшее применение в авиастроении имеет LRTM из-за низкой степени наполнения (армирования) ПКМ [7]. В то же время, по мнению корпорации VSC, в авиастроении эффективное применение могут найти следующие три версии RTM — процессов: классический RTM, HyPerVaRTM и HyPerRTM [3, 35 и др.].

Естественно, что успешное осуществление RTM-процессов невозможно без наличия широкого класса связующих, пригодных к пропитке различной сложности преформ и последующего кратковременного формования конструкций из ПКМ. В качестве примера мирового производителя материалов для БАМФ следует назвать компанию Cytac Industries Inc (GYT) [44–46 и др.]

Упрощенная технологическая схема метода RTM приведена на рис. 2 [39], более детально они представлены в [50]. Отличительной чертой в процессах RTM, по сравнению с автоклавным

формованием, является установление в объеме формы гидростатического давления, величина которого определяется из условия достаточности для осуществления объединения слоев пакета и подавления возможности протекания процесса образования пустот, что может произойти, когда в процессе отверждения выделяются газообразные вещества. Одной из усовершенствованных модификаций метода RTM является метод корпорации Radius Engineering Inc с обозначением SQRTM (Same Qualified Resin Transfer Molding [3, 18]. Здесь в качестве заготовки может использоваться также сертифицированный препрег с последующим дополнительным впрыском в форму небольшого количества связующего. Этот процесс проще сертифицировать<sup>2</sup>.

При выборе связующего, большое значение имеет знание его вязкости и жизнеспособности в температурном интервале проводимого процесса формования. На выбор характеристики вязкости оказывает влияние и специфика формуемой конструкции, а также требуемая степень наполнения ПКМ.

При низком наполнении (около 40%) динамическая вязкость связующего по данным [39] может составлять около 3500 сантипуаз (сП). В то же время высокая степень наполнения, которая характерна и необходима для композиционных конструкций авиакосмического назначения, может быть реализована при динамической вязкости

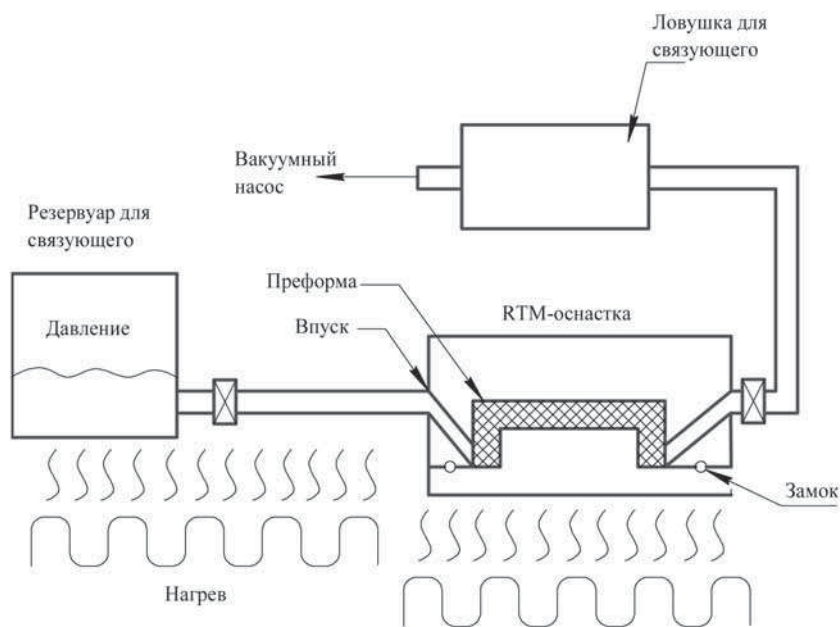


Рис. 2. Схема RTM-процесса

<sup>2</sup> Более подробно см. презентацию компаний Radius и CoeXpair [18]

связующего в интервале 100–500 сП [39 и др.]. Важны также и температурные условия проводимого процесса. Например, для сохранения жизнеспособности связующего температура, при которой происходит его инжекция в форму, должна быть ниже температуры предварительно нагретой формы. Поэтому для оптимального проведения процесса обычно используют изотермические кривые динамической вязкости применяемых связующих (рис. 3.) [39, 43–45], их широко используют и при моделировании процессов (п. 3.2.2).

Формы для RTM-процессов обычно изготавливают из алюминиевых сплавов или сталей, но в прототипах используют также пластик или дерево. Стоимость форм варьируется в зависимости от сложности и размеров деталей от \$ 2000 до \$ 50000. Для производства прототипов деталей или для изучения поведения потока смолы, стоимость формы может быть в пределах \$ 200 ÷ \$ 5000. Для изучения поведения смолы обычно используются прозрачные материалы, например, акриловые смолы [10].

### 3.1.2. Применение метода RTM в производстве авиакосмической техники

Компания Radius Engineering Incorporated применила процесс SQR™ при осуществлении программ по усилению крыла беспилотного воздушного средства. В спроектированной ранее конструкции, законцовка крыла (образующая внешнюю часть крыла и имеющая размеры 3,3 м, насчитывала от 12 до 14 деталей, изготавливаемых методом автоклавного формования. Новая конструкция позволила выполнить интеграцию деталей в единое целое, упростить саму конструкцию, устранить потребность в автоклаве и, посредством всего этого, снизить стоимость.

Каждая законцовка крыла в новой конструкции состояла из трех основных частей:

- отсека, воспринимающего кручение;
- внутренние ребра, посредством осуществляется крепление законцовки крыла и его основной части;
- крышки законцовки.

Отсек, работающий на кручение, представляет собой монолитную интегральную конструкцию, включающую шесть цельных слоистых лонжеронов, переднюю и заднюю кромки и внешнее ребро. Для сравнения, первоначальная конструкция содержала два лонжерона сотовой конструкции и многочисленные ребра в отсеке, воспринимающем кручение. Интегрированной конструкции лонжероны дают возможность достигнуть требуемых величин жесткости обшивки и без применения сотового наполнителя.

Конструкция комплекта оснастки позволяет производить изготовление всех деталей как для левой, так и для правой законцовки крыла, используя при этом лишь три наименования оснастки. В конструкции каждой единицы оснастки имеется емкость для осуществления процесса изготовления образцов-свидетелей, посредством которых осуществляется контроль качества и мониторинг. Все детали выкладываются с одного и того же препрега M46J, который также обычно используется компанией Cytec и в варианте конструкции, рассчитанном на применение автоклавного формования. В этом препреге компания объединила свое связующее на эпоксидной основе 7714A с тканью Hexcel AS-8 или Toqay T650. Процесс отверждения происходит при давлении на пакет волокон, равном 120 psi, осуществляемом посредством пневматического пресса компании Radius Engineering Incorporated.

Инжекционная система с контролем потока RTM-5000 обычно используется для выполнения инъекции небольших количеств связующего. Она позволяет получить величину гидростатического давления, равного 90 psi на протяжении всего цикла отверждения, проводящегося при температуре 121°C.

Полагается, что соответствующая металлическая форма и RTM-процесс могут обеспечить величину

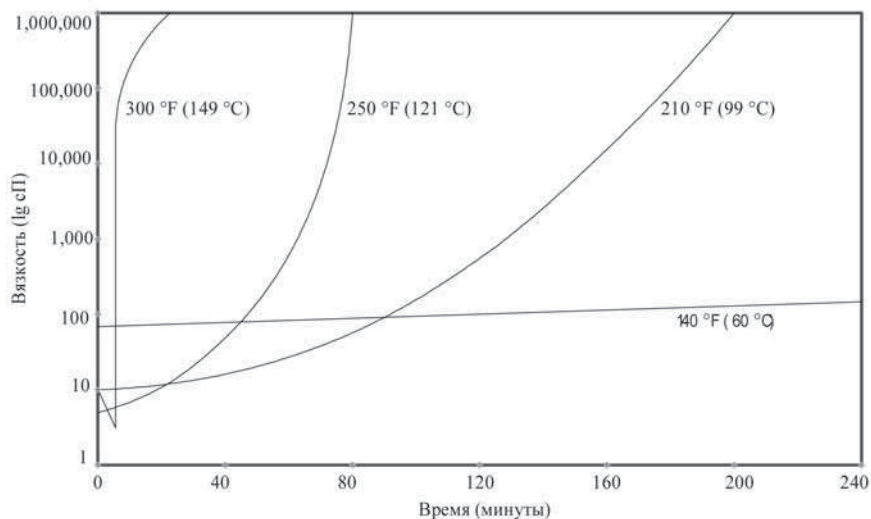


Рис. 3. Типовые изотермические кривые динамической вязкости связующих, используемые при проведении RTM-процессов



показателя содержания армирующих волокон, равную 58 процентов, а величину пористости равную 0,5 процентов или даже меньше. При этом, изготовленная деталь удовлетворяет всем требованиям, действующим в компании Northrop Grumman, или даже превосходит их. Причем вес детали на 5 процентов меньше, чем у ранее изготовленных деталей.

Еще большей важностью в методе RTM является высокое качество аэродинамических поверхностей. Здесь достигается величина допуска на непараллельность профиля, равная  $\pm 0,2$  мм. В результате, цельная конструкция дает возможность существенно снизить трудоемкость изготовления, поскольку здесь отсутствует процесс выглаживания (выравнивания) поверхности деталей с применением большого объема ручного труда.

С помощью процесса RTM производятся детали, имеющие такие формы, которые невозможно получить посредством выкладки препрега с последующим автоклавным формованием без проведения при этом всесторонней последующей доработки. Для летательного аппарата F-22 Raptor компанией Matrix Composites Incorporated посредством RTM-процесса и при использовании углеродных наполнителей и бисмалеимидного связующего изготовлены длинномерные профильные конструкции с каналами, имеющими С-образный профиль. В каналах конструкций ранее при использовании препрегов образовывались глубокие складки из-за наличия крутых уклонов (dgor off) или даже в плавно изменяющихся сечениях. Большое количество слоев, укладываемых в эту вогнутую конструктивную форму, при формовании в автоклаве имеют тенденцию образовывать в углах складки типа "bridge", создающие в прилегающей к углам области пористость, дефекты и другого вида нежелательные последствия. При использовании метода RTM эти недостатки не наблюдаются.

Ниже приведенный ряд характерных примеров применения метода RTM в самолетостроении.

#### *Киль истребителя*

Киль истребителя из ПКМ, изготавливаемый методом RTM, был частью программы AAI (advanced affordability initiative) компании Lockheed Martin. Начатая в 1997 году, она имела целью узаконить материалы, технологию производства и новые конструктивные решения, которые смогли бы значительно снизить стоимость конструкций для боевых самолетов будущего поколения [13 и др.].

Новшество в изготовлении киля заключается в том, что он концептуально сделан как моноблок, т.е. в виде интегральной конструкции, что позволяет осуществлять процесс формования под

специализированным для RTM-процесса прессом за один прием.

Этот киль является одной из наибольших конструкций из ПКМ, которая была изготовлена по методу RTM уже к 2002 г. Носок киля достигает 3,65 м в длину при весе, не превосходящем 90 кг. Обшивки состоят более чем из 100 слоев и имеют толщину, которая у основания в четыре раза превышает толщину в крайней верхней точке. Четырнадцать сложных оправок с переменным сечением, были изготовлены с целью их последующего объединения в предварительную форму в соответствии с внутренним контуром киля.

Кроме эффекта высокой технологичности при изготовлении киля методом RTM, этот проект показал, что компьютерное моделирование текучести связующего позволяет точно определить точки его впрыскивания и очередность циклов для того, чтобы обеспечить достаточную пропитку всех мест конструкции. Благодаря использованию модели оптимальной пропитки, стало возможным полностью заполнить пресс-форму, не оставляя сухих (т.е. непропитанных) мест, что необходимо для обеспечения качества и снижения стоимости изготовления. Метод RTM позволил уменьшить количество простых деталей в тринадцать раз и отказаться от более тысячи крепежных элементов. Проект объединил команду, в которую вошли кроме LM Aeronautics, исследовательские лаборатории ВВС США и университет Дейтона, участвовавшие в разработке моделирования текучести связующего в форме; компания Cytec Fiberite, которая поставляла связующее ВМІ и углеродную ткань; компания A&P Technology, которой было поручено производство предварительной формы из углерода. Компания North Coast Tool and Mold изготовила пресс-форму весом 10 тонн (из стали и алюминия), тогда как компания Radius Engineering поставила систему контроля впрыскивания связующего с цифровым управлением.

*Таким образом, успешное осуществление этого проекта оказалось возможным благодаря инвестициям, международному научно-техническому сотрудничеству и международной кооперации.*

#### *Интерцепторы, элероны, закрылки*

К группе технологий впрыска смолы относится, например, и технология PRIFORM, разработанная фирмой Cytec [46]. Ее преимущества состоят в использовании технологий предварительно сформованных текстильных заготовок из армирующих наполнителей (преформ) и впрыска смолы. Изготовленные изделия имеют увеличенный ресурс, меньший вес и характеризуются низкими эксплуатационными расходами. Примером данной технологии служит конструкция

интерцептора на самолеты А330/А340. При этом используемая смола Preform 977-20 имеет малую вязкость, облегчая процесс впрыска в формы сложной геометрической конфигурации, а ткань Preform в сочетании с этой смолой обеспечивает изделию из ПКМ высокую ударную прочность.

Впервые в 2002 г. [22] были представлены композиционные решения для закрылков и элеронов региональных самолетов CRJ200, 700 и 900, разработанные фирмами Bombardier Aeronautique и Radius Engineering. Производство этих элеронов и закрылков при помощи метода RTM позволило снизить затраты на производство на 15%. В конструкции деталей использована углеродная лента Injectex и связующее RTM 6.

#### *Подкосы и стойки шасси*

Подкосы и стойки шасси имеют массу, которая довольно существенна в общем весовом балансе изделия. Но кроме этапов взлета и посадки стойки являются мертвым грузом, который по образному выражению не является "оплачиваемым". Поэтому авиастроители всегда стремятся минимизировать их массу [22, 24].

Голландская Национальная авиакосмическая лаборатория (NLR — National Aerospace Laboratory), ведет одновременно три исследовательские программы по использованию композитов в конструкции опор самолета [24].

Первым объектом исследования был подкос стойки основной опоры магистрального самолета. Производство подкоса было поручено фирме Stork SP. Этот элемент, представленный на выставке JEC Composites Show 2006 в Париже, определен термином как "генерирующая деталь" и ею должен быть оснащен самолет вместимостью от 200 до 300 пассажиров. Намечается, что этот элемент конструкции будет применен в опорах самолета А350.

При длине 1,4 метра подкос имеет массу 40 кг. Конструктивно он выполнен в виде пустотелой "коробочки", стенки которой имеют толщину 50 мм. Армированный каркас детали в виде преформы состоит из предварительно сотканых по форме детали волокон. Окончательное формование производилось при помощи процесса введения смолы под давлением (RTM).

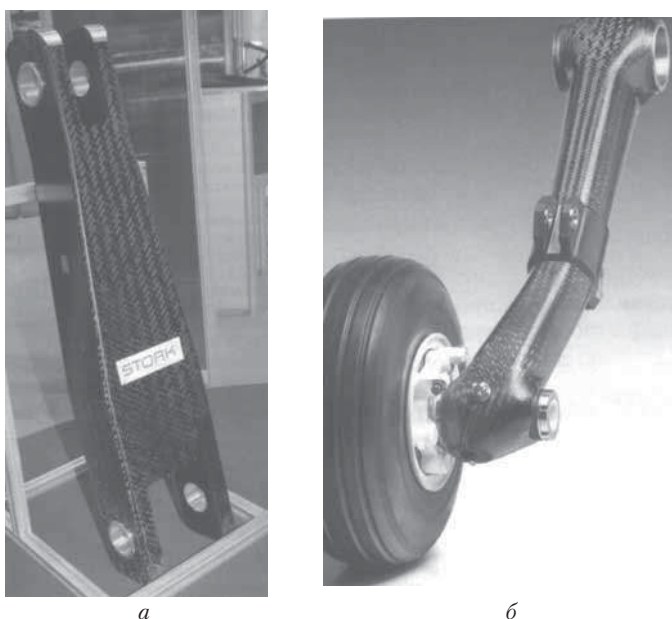
В настоящее время почти нет вертолетов, у которых шасси было бы полностью металлическим. В девяностые годы руководитель работ по проектированию шасси многоцелевого вертолета NH-90 нидерландская фирма SP Aerospace обратилась к авиационному исследовательскому центру NLR для проведения совместной разработки. В 1996 году оба партнера начали программу разработки технологии, которая касалась проектирования, производства и валидации подкосов и стоек шасси, аналогичных существующим

металлическим стойкам шасси вертолета NH-90. Центр NLR отвечал за проектирование композитных деталей, разработку, проектирование и производство форм для получения деталей при помощи процесса RTM и соответствующие испытания. Эти работы осуществлялись совместно с фирмой Eurocarbon, которая занималась процессами получения преформ (предварительных форм) и автоматизированным производством волокнистых структур с целью уменьшения стоимости производства, а фирме MSC Software был поручен конечно-элементный расчет деталей для определения их параметров из условий восприятия нагрузки. Именно сложность геометрии обусловила применение метода RTM, который обеспечивает большую гибкость в форме конструкции по сравнению с традиционными методами (укладка волокон и полимеризация в автоклаве). Углепластиковая стойка шасси изготавливается из двух труб с использованием технологической выплавляемой оправки. На оправку накладывается трехмерная оболочка. Эта операция осуществляется при помощи станка-автомата. В конструкции используются углеволокна T300-12K фирмы Soficar. Оправка, изготавливаемая из металла с низкой температурой плавления, затем удалялась. Композитная конструкция имела толщину 15–30 мм. Затем предварительная форма стойки с центральным узлом навески собираются вместе перед помещением в форму для впрыскивания связующего под давлением, поставляемого фирмой Cytec. Применение углепластика в стойке шасси вертолета NH-90 позволило получить снижение массы до 30% для подкоса по сравнению с конструкцией из алюминиевого сплава и до 20% для полностью оборудованной основной стойки. Оборудованная она весит 22 кг, тогда как сама стойка длиной 900 мм весит 13 кг.

Далее лаборатория NLR разработала стойку для нижней части основной опоры самолета F-16. Для заданного диапазона нагрузок эта деталь из эпоксиуглепластика должна иметь массу ниже на 20%, чем ее эквивалент из стали, и стоить на 15% меньше. Как и для подкоса опоры магистрального самолета, эта конструкция, разработанная лабораторией NLR, была изготовлена фирмой Stork SP. Стойка успешно прошла летные испытания и была сертифицирована. На рис. 4, а показан внешний вид углепластиковой стойки шасси вертолета NH-90, а на рис. 4, б — углепластиковая стойка шасси магистрального самолета.

#### *Лонжероны крыла для самолета А310 [25]*

В 2005 г. были проведены лабораторные испытания лонжерона из ПКМ в рамках европейского научно-исследовательского проекта "Fifth Framework". Он изготовлен по более простой и



**Рис. 4.**  
 а – углепластиковая стойка шасси вертолета NH90 [24];  
 б – углепластиковый подкос шасси магистрального самолета [24]

дешевой технологии, чем существовавшие ранее технологические процессы изготовления лонжеронов из композиционных материалов. Испытания обогатили европейскую промышленность новыми знаниями, которые будут использоваться для производства элементов планера самолетов, таких как A400M.

Лонжерон изготовлен с применением технологии "внедрения / впрыска" связующего, которая представляется более быстрой и дешевой по сравнению с использованием препрега из углеволокон.

Одна из технических проблем, с которыми столкнулись исследователи GKN Aerospace, разрабатывавшие лонжерон, заключалась в том, чтобы обеспечить равномерность усилия прессования при производстве.

Руководство GKN Aerospace, говоря о новой технологии, отмечает, что "это намного дешевле, не требует автоклава, капиталовложения в производство сокращаются вдвое, и, кроме того, сокращается потребность в площадях [из-за сокращения количества операций]".

Лонжерон, который был спроектирован для широкофюзеляжного A310, стал центром приложения Технического решения "Fifth Framework" стоимостью 85 миллионов евро к проекту TANGO (Near TERM Business Goals and Objectives of the Aerospace industry<sup>3</sup>). Цель TANGO — достигнуть

максимального сокращения текущих расходов в промышленности и повысить эффективность конструкции планера за счет проведения крупномасштабных сертификационно-испытательных работ в области композиционных материалов.

*Пассажирские окна с применением ПКМ [4]*

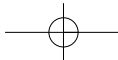
Фирма Airbus впервые применила для самолета A380 конструкцию с усилением вырезов под пассажирские окна из композита, тогда как ранее они выполнялись формовкой из алюминиевого сплава 7175T73. Применяя углеродные волокна высокой прочности (HTS) и связующее RTM 6, стало возможным оптимизировать конструкцию и овальную форму окон, которые лучше соответствуют аэродинамической форме фюзеляжа, уменьшая нагрузки в обшивке и шпангоутах. Внутренняя окантовка крепления остекления окна также выполнена из композита. Эта конструкция позволяет увеличить поверхность окна на 8% по сравнению с самолетом A330.

### 3.2 Метод VaRTM (vacuum-assisted resin transfer molding)

#### 3.2.1 Особенности метода, его разновидности и вариации

Метод VaRTM (пропитка связующим с помощью воздействия вакуума) является одним из трех-четырех альтернативных методов формования, которые исключают использование автоклавов [2, 3, 35, 37–39, 57]. Схема процесса представлена на рис. 5 [50]. Метод VaRTM насчитывает большое разнообразие родственных процессов пропитки связующим, ставшими методами широкого применения в таких отраслях промышленности как судостроение, средств передвижения и транспорта, в строительстве и др. Эти процессы имеют кардинальные отличия от технологических процессов, рассчитанных на использование препрегов, состоящие, главным образом, в том, что армирующие волокна армирующего материала и наполнителя среднего слоя трехслойной конструкции укладываются в сухом состоянии в формовочную оснастку (форму) и, затем, вакуумируются под вакуумным мешком. Затем производится введение жидкого связующего посредством одного или большего количества портов, расположенных в форме. Связующее с помощью вакуума просачивается через

<sup>3</sup> Ближайшие цели и задачи авиационной промышленности



5/2009

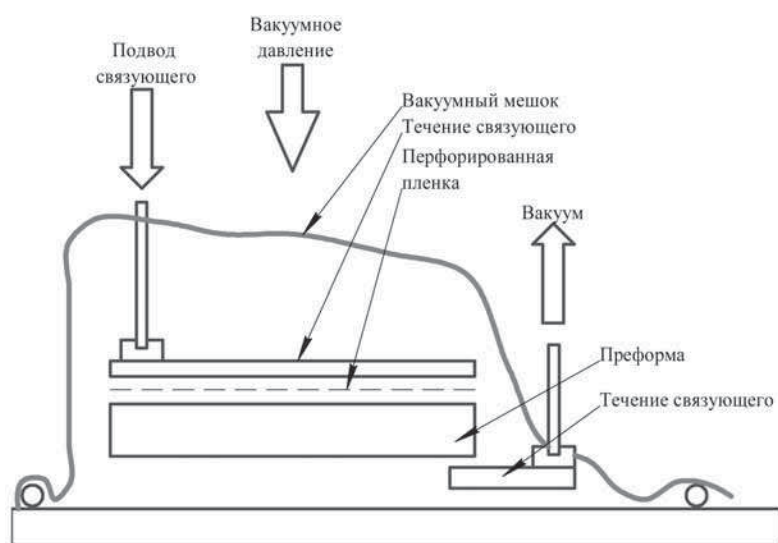


Рис. 5. Схема VaRTM-процесса

армирующие волокна тела заготовки посредством серии спроектированных каналов, т.е. имеет место тщательным образом выполняемый процесс инфузии жидкого связующего.

Таким образом в противоположность методу автоклавного формования, при проведении VaRTM-процесса высокого давления не требуется. Сравнительно недорогое оснащение, требуемое для реализации метода VaRTM, позволяет изготавливать сложные детали целиком, за один раз, и с небольшой стоимостью. Следует отметить, что большинство методов VaRTM, а особенно в начальный период их создания, называемых традиционными, применялись для изготовления сравнительно простых крупногабаритных структур типа — корпусов лодок и судов. В последнее время VaRTM-процессы были усовершенствованы и по заявлениям их разработчиков был достигнут уровень качества, требуемого в аэрокосмической отрасли промышленности. При этом не только для простых, но и для сложных (многоставных) структур. Эти усовершенствованные VaRTM-процессы рекомендуемые для изготовления авиационных элементов конструкций имеют такие названия и обозначения, как "A-VaRTM" (Advanced VaRTM) [37, 59], "H-VaRTM" (Heated VaRTM) [38] или "HyPerVaRTM" [35]. Если для традиционных VaRTM обычная степень наполнения характеризуется величинами от 40 до 50%, то, например, метод H-VaRTM обеспечивает степень наполнения от 50 до 59% [38].

К вариациям VaRTM следует отнести и процесс CAPRI (Controlled Atmospheric Pressure Resin Infusion) [41, 42, 48]. Этот процесс довольно широко представляется и исследуется корпорацией Boeing.

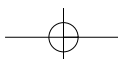
Процесс CAPRI более контролируемый и управляемый по сравнению с традиционным VaRTM и в отношении осуществления этапов процесса (инфузия, течение связующего, прессование), более точного времени процесса, конечного значения объемного наполнения и толщины ПКМ.

Например, в [48] отмечается, что отклонение по толщине ПКМ в конструкции не превышает 1%. Этот процесс обеспечивает также более высокую степень наполнения и др. Корпорация Boeing для достижения указанных преимуществ использует модифицирование про-

цесса, как в отношении получения преформ (структура, механические свойства), так и их проницаемости в процессе инфузии связующего и др.

В общем отмечается, что при применении усовершенствованных методов VaRTM величина содержания армирующего волокна, равная 60 процентам, может быть достигнута на однонаправленных тканях, 56 процентов может быть достигнуто на плетенных структурах. В качестве сравнения, при обработке препрегов в автоклаве эти параметры равны соответственно 62 и 58 процентам. Жесткость деталей, изготовленных методом формования посредством впрыска связующего с помощью вакуума, пропорциональна величине показателя содержания армирующего волокна. Поэтому, по сравнению со структурами, отформованными в автоклаве, величина показателя жесткости будет снижаться примерно на 3–4 процента. При этом в [3] отмечается, что важными являются и другие параметры, такие как получаемый общий вес конструкции, время изготовления, качество получаемой поверхности и, конечно же, стоимость по всем ее составляющим. Фактически, избирая тип производства детали, не предполагающий применение автоклава, решается многопараметрическое уравнение, с помощью которого определяется возможность получения выигрыша по одной или несколькими вышеперечисленным категориям. Этот выигрыш может обеспечить общие преимущества и доход для потребителя, превосходящий потери от умеренной величины снижения качества.

Более того, этот процесс дает возможность получать точные размеры деталей, изготавливать сложные детали с высоким качеством поверхности и низким содержанием пустот и пор. Он также



предоставляет, в конечном итоге, возможность получать все поверхности детали гладкими.

### 3.2.2 Процессы A-VaRTM и CAPRI: моделирование и характеристики образцов ПКМ

Для метода A-VaRTM характерны следующие пять этапов:

- получение заготовки преформы (с требуемыми механическими свойствами и драпируемостью, обеспечивающей получение заданной формы детали без складок);
- нанесение дисперсного термoplastического материала для местного склеивания при формировании из них объемной преформы (предварительной каркасной формы детали);
- компактирование (преимущественно теплое) собранных заготовок для получения предварительной формы каркаса детали, например, П-образного лонжерона или Т-образного стрингера и др.;
- инфузия связующего и его отверждение.

Множественность элементов, сложность преформы с одновременным требованием высокой степени армирования ПКМ, вызывают требования в предварительном компьютерном моделировании процесса [31, 54, 55] с целью определения его осуществимости и оптимизации (рис. 6).

Для традиционного VaRTM дополнительное применение термoplastического дисперсного материала и связанного с ним этапа компактирования преформы нехарактерно.

Метод CAPRI также как и A-VaRTM включает пять этапов, но вместо дисперсных термoplastических частиц используется нетканый материал вуального типа из тонких термoplastических волокон. Последний, в этом случае, является также и упрочнителем ПКМ.

В табл. 3 приведены сравнительные механические характеристики образцов ПКМ полученных автоклавным методом и методом A-VaRTM [37]. В обоих случаях в качестве наполнителя использовалась неизвитая ткань марки CZ84319DP на основе среднемодульных углеволокон T800SC-24K-10E, поверхностная плотность ткани составляет 190г/м<sup>2</sup>. В первом случае она была использована в виде препрега, а во втором случае — в виде преформы, в которую внедрялось жидкое связующее марки TR-A36 с температурой отверждения 180°C. Степень наполнения составила 56%. Препрег T800S/3900-2B обычно используется при изготовлении ответственных авиационных конструкций.

Аналогичное исследование было параллельно проведено компанией Boeing в рамках программы



Рис. 6. Схема моделирования пропитки связующим преформы под давлением

Таблица 3

Сопоставительные механические характеристики ПКМ, полученные двумя альтернативными методами

Характеристики	Температурные условия	T800S/TR-A36 A-VaRTM	T800S/3900-2B препрег
Прочность при растяжении (МПа)	RT	2890	2960
Модуль упругости при растяжении (GPa)	RT	150	153
Прочность при сжатии (МПа)	RT	1570	1500
	82°C Wet	1250	1280
Прочность образца с концентратором (отверстием) при растяжении (МПа)	RT	519	500
	-59°C	473	448
Прочность образца с концентратором (отверстием) при сжатии (МПа)	RT	295	298
	82°C Wet	238	236
Прочность на сжатие после ударного повреждения (30,5J) (МПа)	RT	277	300
Прочность на сжатие после ударного повреждения (40,7J) (МПа)	RT	248	272

RT – комнатная температура

Wet влажная среда

создания крыла дозвукового самолета "AST Composite Wing Program", NAS1 – 20546. Здесь определялась стойкость ПКМ к ударному повреждению и пути повышения этой характеристики [41], в т.ч. сквозная (по толщине) прошивка<sup>4</sup> преформ (Stitching), а также межслоевое упрочнение ПКМ посредством дополнительного введения слоев термopластичного связующего (interlayers).

Как показано в табл. 4 последнее направление может быть представлено двумя вариантами технологий – препреговой и технологией впрыска. В

первом варианте предусматривается при изготовлении препрегов дополнительное введение дисперсных частиц термопластов. Этот вариант представляется компанией Boeing под названием "Prepreg – Based Targets" [41]. Во втором варианте кроме основной преформы дополнительно используется легковесный материал с названием "Melt – Spun Veil". Это термopластичный нетканый материал в виде цельного вуального покрывала из низкоплавких термopластичных волокон. Этот материал по данным Boeing повышает

Таблица 4

Сопоставительные характеристики межслойно упрочненных образцов ПКМ, изготовленных по базовой препреговой технологии и по технологии VaRTM с использованием преформ

Характеристики	Prepreg-Based Targets	Boeing Toughened-Preform Technology	
Тип углеволокна	IM	SM	IM
Fiber Areal Weight per ply (gsm)*	190	190	190
Тип межслойного материала	Дисперсный наполнитель	Melt-Spun Veil	Melt-Spun Veil
Процесс	Автоклав	CAPRI	CAPRI
Прочность на сжатие после ударного повреждения (МПа)	279	283	272
Прочность образца с центральным отверстием на сжатие (МПа)	290	311	316
Прочность образца с центральным отверстием на сжатие в тепловлажностной среде (МПа)	214	234	237
Толщина слоя, мм	0,191± 0,01	0,194	0,198

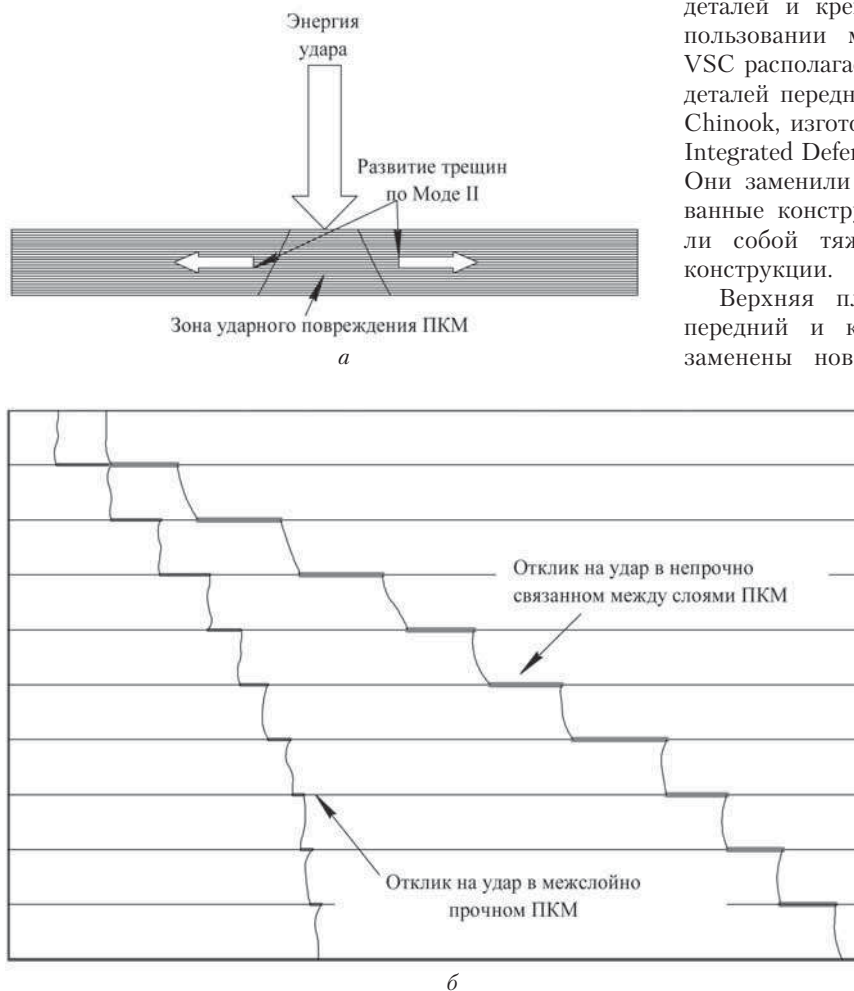
\* По-видимому, это линейная плотность волокна в каждом слое, но, по мнению авторов, это все же опечатка и речь идет о принятой в данном случае единице измерения g/m<sup>2</sup>.

<sup>4</sup> Процесс сквозной машинной прошивки углематериалов органонитями исследовался в 80-х годах УкрНИИАТ на базе предприятий КиАПО и АНТК им. О.К. Антонова. Вопросы механизированного нанесения порошкообразных связующих на углеленты в электростатическом поле широко исследовались в НИИАТ

сопротивление развитию трещин в ПКМ, в т.ч. и после ударного воздействия [41].

На рис. 7 схематично показана зона ударного повреждения и развития трещин в межслойно упрочненном и неупрочненном ПКМ. Из рис. 7, а следует, что величина поврежденной зоны зависит от суммы различного вида трещин: поперечных трещин скола и разрыва, а также участков межслоевого расслоения ПКМ.

В табл. 4 представлены результаты испытаний корпорации Boeing [41]. Здесь сопоставлены характеристики эпоксиуглепластиков, изготовленных по схеме "препрег с дисперсным наполнителем → автоклав" с этими же характеристиками ПКМ, но уже изготовленными методом VaRTM (CAPRI) с использованием межслойно упрочненных преформ разработки корпорации Boeing (под названием "Boeing Toughened – Preform Technology").



**Рис. 7.** Схемы поведения ПКМ при ударном воздействии и его повреждении:  
 а – схема повреждения ПКМ после низкоскоростного удара;  
 б – схема распространения зоны повреждения в трещиностойком и нетрещиностойком материале

В заключение следует отметить высокий результат, полученный при использовании межслойно упрочнителя. Если прочность на сжатие контрольных образцов ПКМ без упрочнителей после ударного повреждения составила 138 МПа, то с использованием технологии "Boeing Toughened – Preform Technology", как видно из табл. 4, она возросла до 283 МПа. При этом область ударного повреждения в последнем случае составила всего около 11% по сравнению с контрольными образцами [41].

### 3.2.3 Применение метода

Некоторые примеры применения метода VaRTM в самолетостроении были кратко представлены в п. 1. В данном разделе это рассмотрено более детально.

**Вертолеты.** Ниже представлен характерный пример резкого сокращения количества деталей и крепежных элементов при использовании метода VaRTM. Компания VSC располагает комплектом композитных деталей переднего пилона вертолета Сп-47 Chinook, изготовленного компанией Boeing Integrated Defense Systems методом VaRTM. Они заменили первоначально спроектированные конструкции, которые представляли собой тяжелые клепанные сборные конструкции.

Верхняя площадка пилона, а также передний и кормовой обтекатели были заменены новыми деталями, выполненными из оксидных углепластиков. Эта замена позволила уменьшить общее число деталей переднего пилона с 277 до 72 с соответствующей величиной уменьшения количества элементов крепления, с 2526 до 845. Только в одной конструкции верхней площадки, количество деталей резко сократилось: со 100 до 5 (см. журнал High-performance Composites, январь 2004, стр. 16).

Как отмечается в [3 и др.], получаемая при применении процесса VaRTM податливая и легко драпирующаяся заготовка лучше подходила для формообразования сложных

геометрических поверхностей, чем в случае использования препрегов.

Критическим моментом на пути снижения количества деталей и элементов жесткости в каркасе является процесс интегрирования каждой верхней площадки или обтекателя в единую конструкцию, выполняемый во время одного единственного процесса инфузии по методу VaRTM. При этом используется подход VSC, представленный в литературе как Affordable Feature Integration (AFI). Процесс инфузии деталей осуществляется посредством применения связующего на эпоксидной основе марки EPON 862 с отвердителем марки W компании Hexon Speciality Chemical. Выбор именно этого связующего объясняется тем, что оно дает возможность получить свойства с уменьшенной повреждаемостью ПКМ.

**Самолеты.** Применение технологий VaRTM и A-VaRTM в производстве японских региональных самолетов приведено в [2, 58, 59 и др.]. Речь идет преимущественно о двух конструкциях ПКМ: вертикальном стабилизаторе и крыле. Приблизительная максимальная длина, высота и ширина стабилизатора составляет 5500 мм, 1200 мм, 400 мм. Конструктивно он состоит из 2 панелей наружной обшивки, 14 стрингеров, 2 лонжеронов, 15 рядовых нервюр, 1 торцевой нервюры для крепления к фюзеляжу, 1 концевой нервюры и 8 фитингов. Все детали за исключением фитингов и узлов крепления изготовлены из ПКМ методом A-VaRTM.

На рис. 8 показан экспериментальный образец внешней панели крыла интегральной конструкции из углепластика. Отмечается, что разработка 6-метрового кессона крыла, производимого по технологии VaRTM, велась с 2004 г., и перед производством полномасштабной конструкции, был изготовлен образец крыла с размахом 2,1 м.

Метод VSC, как разновидность метода VaRTM, был использован и при изготовлении из

ПКМ конструкции планера летательного аппарата для Lockheed Martin Aeronautics Corporation. Изготовление этой конструкции осуществлялось в соответствии с программой выполнения усовершенствованных разработок — Advanced development Programs, с целью иллюстрации пригодности процессов HyPerVaRTM и AFI для изготовления ответственных конструкций. Использование однонаправленной ткани IM7 компании Textile Products Incorporated и двунаправленной диагонального плетения ткани компании Hexcel, дало возможность продемонстрировать возможность соответствия размеров конструкций, получаемых методом инфузии связующего марки EPON 862. При этом была достигнута величина пористости, равная около 1 процента, а содержание в пластике армирующего волокна было равно 60 процентам для однонаправленных тканей и 53 процента для двунаправленных тканей. Эти величины приближающиеся к тем, которые, как известно из многих источников, получают у композиционных материалов при автоклавном формовании конструкций из препрегов.

Эта демонстрация была вызвана необходимостью преодоления ложной концепции, имеющей место в среде конструкторов аэрокосмической промышленности, что процессы VaRTM и RTM не жизнеспособны для конструкций ответственного назначения. Отмечается, что эта осторожная позиция происходит из-за беспокойства о реальной возможности сертификации указанных выше методов.

**Двигатели.** Ниже приведен характерный пример процесса ускоренного изготовления формо-размеростабильной конструкции из ПКМ. В [51] представлена технологическая схема изготовления из углепластика методом VaRTM монолитного корпуса двигателя с обеспечением качественных наружных и внутренних контуров. Экспериментальный образец в виде масштабной демонстрационной модели (рис. 9) подобен натурной

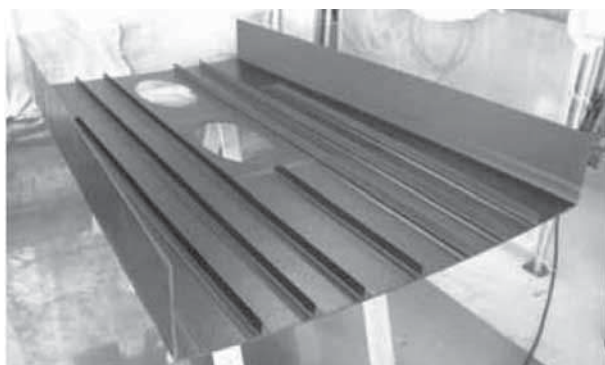


Рис. 8. Экспериментальный образец (1,4 м × 2,1 м) нижней панели крыла интегральной конструкции (обшивка, стрингерный набор, лонжерон) из углепластика

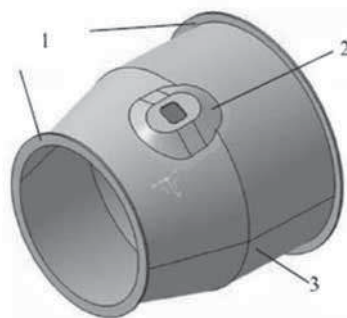


Рис. 9. Базовая форма внешнего контура корпуса двигателя [51]:  
1 — входящие в интегральную плетеную конструкцию фланцы;  
2 — воздухозаборник; 3 — корпус



конструкции имея размеры: средний диаметр цилиндрического корпуса 340 мм, длина 230 мм, средняя толщина стенки 2 мм. При изготовлении использовались волокна Toho Tenax HTS 5631 12K и связующее Hex Flow RTM 6. Преформа изготовлена по форме детали методом автоматического плетения. В ее интегральную структуру входит: основной корпус, два фланца и воздухозаборник, выступающий наружу из цилиндрического контура конструкции. Кроме этого фланцы дополнительно усиливаются посредством добавочного наслоения углеволокон методом намотки.

Таким образом основная цель разработки — интегрирование в процессе плетения фланцев и воздухозаборника в общую с корпусом заготовку.

Основной корпус формируется на основе преформы трехмерного плетения, при этом волокна в продольном направлении расположены под углом 0°, а по окружности — под углами от  $\pm 60^\circ$  до  $\pm 75^\circ$ . Изменение направления волокон вызвано требованиями обеспечения постоянного веса и постоянной толщины композитной конструкции.

В итоге ускоренное изготовление достигнуто за счет автоматизированного получения общей для всей конструкции плетеной заготовки-каркаса, а форморазмеростабильность была обеспечена за счет применения VaRTM в закрытых формах.

В работе также выполнен экономический анализ, где сравниваются два варианта технологии: изготовление конструкции с применением как препрегов, так и преформ. Изучались два вида затрат: периодические и разовые. Сравнение периодических затрат при выполнении нового технологического процесса с традиционным показало сокращение общих затрат на 32%, а общего цикла производства на 48%.

**Ракеты.** Компания EDO Fiber Innovations при изготовлении фюзеляжа ракеты Joint Air-to-Surface Standoff Missile (JASSM) успешно применила процесс VaRTM используя автоматически плетенные сухие заготовки (преформ). Корпус ракеты с трапецевидным поперечным сечением имеет длину 4,3 м и ширину 61 см. Он изготавливается по методу VaRTM из трех частей. Но при этом начало процесса ведется с цельной, общей преформы. Ее изготовление начинается с операции плетения внутренней обшивки отсека ракеты.

Скрепленная стежками ткань с неизвитыми волокнами (компания SAERTEX USA) укладывается на внутреннюю обшивку. В добавление к этому, выполненные из вспенивающегося материала Rohacell детали, обработанные термическим путем, а затем, и машинным способом

на станках CNC, размещаются в ключевых зонах заготовки вместе с удаляемыми осями оснастки. Затем используется второй плетеный слой, служащий в качестве слоистой структуры наружной обшивки.

На заготовке, получившей полностью завершённый вид, выполняется длинный узкий разрез для того, чтобы отделить верхнюю оболочку от нижней передней и кормовой частей. Скрепленные стежками ткани помогают сохранять форму и относительную ориентацию армирующих волокон в плетеной структуре. Передняя и кормовая заготовки удаляются с оправки и размещаются в отдельной оснастке, предназначенной для проведения процесса VaRTM.

Вакуумирование деталей производится под вакуумным мешком. Процесс инфузии эпоксидного связующего Reninfusion 8610, разработанного специально для использования в ходе выполнения процесса VaRTM, производится в один прием. Отверждение слоистой структуры осуществляется в печи при температуре 99°C с последующим режимом доотверждения при температуре 149°C.

### 3.3 Метод LRI (Liquid Resin Infusion)

#### 3.3.1 Особенность метода

Метод инфузионного формования LRI включает три основных типа: SCRIMP (Seeman Composites Resin Injection Moulding Process); SMPI (Semi Permeable Membrane infusion); VAP (vacuum assisted process) (табл. 1)

Указанный метод характеризуется стратегией инъекции связующего, а также конструкцией оснастки (рис. 10), состоящей из жесткой охватывающей части формы (Rigid female mould) и сопряженной с ней гибкой мембраной из термопласта или силиконовой резины.

Стандартная схема SCRIMP-процесса приведена на рис. 10 [10]. Типовая схема с боковым подводом (инъекцией) связующего для LRI-процесса приведена на рис. 11 [26].

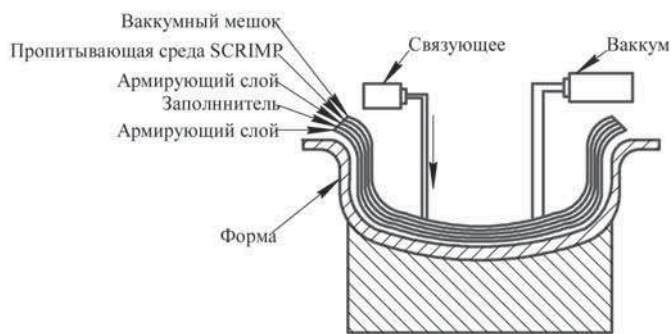
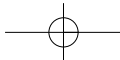


Рис. 10. Схема SCRIMP-процесса



5/2009

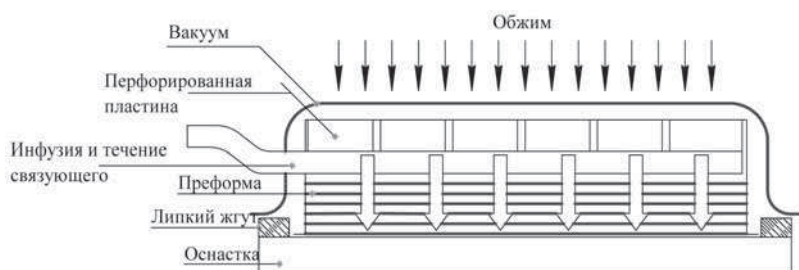


Рис. 11. LRI-процессы с боковым подводом связующего

### 3.3.2. Использование метода VAP

Указанная выше вакуумная технология VAP используется в производстве легковесных элементов конструкции самолета А-380 [20]. Эта технология используется также для производства истребителя Eurofighter. Ожидается, что использование VAP при производстве А-380 обеспечит экономию средств до 30%.

В этом случае эта технологическая схема, по аналогии с предыдущим, может быть упрощенно представлена в виде [(преформа + пленочное связующее) → автоклав].

Метод RFI имеет отличия и определенные преимущества перед методом RTM [31]. Во-первых, прессование требует наличия компактной преформы, а проникновение связующего происходит одновременно по всей ее поверхности, как и при автоклавном формовании.

Во-вторых, здесь используются связующие с высокими физико-механическими свойствами и высокой вязкостью расплава. И, наконец, проникновение связующего, слияние всех компонентов в одно целое и отверждение детали происходит в однооперационном процессе.

Для примера на рис. 12 представлены две практические схемы: для формования плоского и объемного пакетов [26, 31]. Вторая схема из-за сложности предполагает использование автоклава как для пропитки заготовки — преформы, так и для формования конструкции. Базисная схема формования ребристой панели RFI-методом представлена в [36].

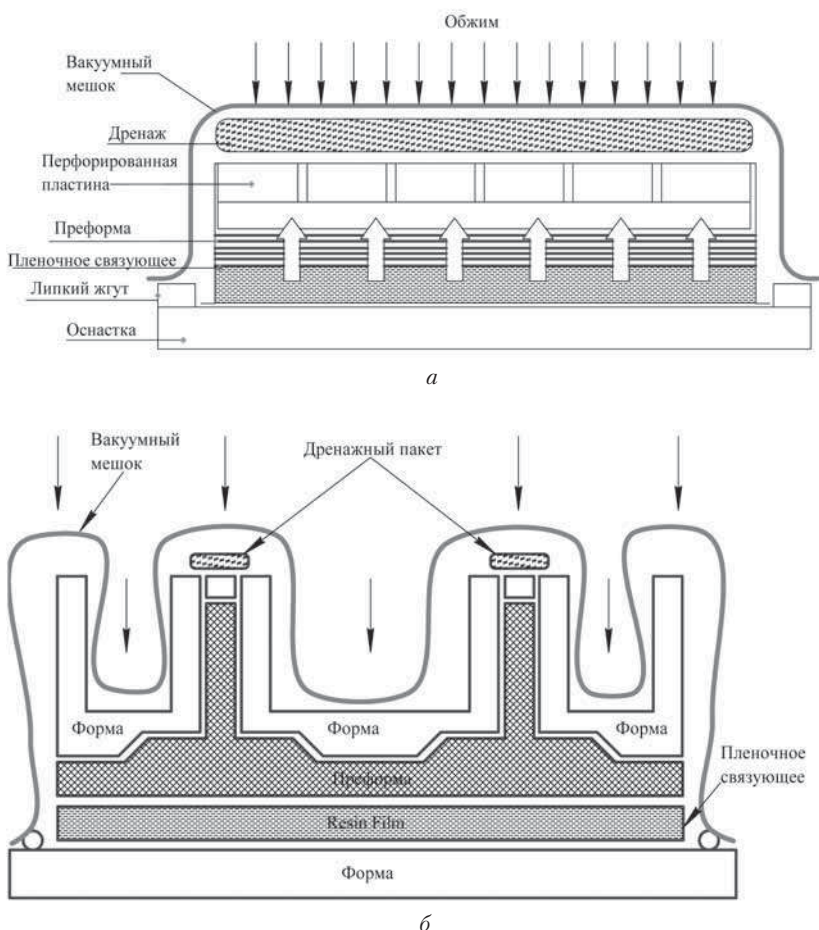


Рис. 12. Метод RFI. Инфузионное формование на основе пленочных связующих:

а — плоский пакет; б — объемный пакет

### 3.4. Метод RFI

#### 3.4.1. Особенность метода

Метод RFI (Resin Film infusion, табл. 1) относится к процессам трансверсального нагнетания в закрытых формах с использованием преформ и пленочного связующего [56]. Инжекция связующего, прессование пакета и его нагрев могут осуществляться и в автоклаве за один технологический цикл.

В этом случае эта технологическая схема, по аналогии с предыдущим, может быть упрощенно представлена в виде [(преформа + пленочное связующее) → автоклав].

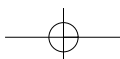
Метод RFI имеет отличия и определенные преимущества перед методом RTM [31]. Во-первых, прессование требует наличия компактной преформы, а проникновение связующего происходит одновременно по всей ее поверхности, как и при автоклавном формовании.

Во-вторых, здесь используются связующие с высокими физико-механическими свойствами и высокой вязкостью расплава. И, наконец, проникновение связующего, слияние всех компонентов в одно целое и отверждение детали происходит в однооперационном процессе.

Для примера на рис. 12 представлены две практические схемы: для формования плоского и объемного пакетов [26, 31]. Вторая схема из-за сложности предполагает использование автоклава как для пропитки заготовки — преформы, так и для формования конструкции. Базисная схема формования ребристой панели RFI-методом представлена в [36].

#### 3.4.2. Примеры использования метода

Здесь в качестве примера [9] в сокращенном виде приведена технология изготовления крупногабаритной интегральной конструкции — задней герметичной перегородки самолета Airbus A380 с



применением в качестве основного процесса метода RFI. Метод RFI принадлежит к классу технологий впрыска (нагнетания) и является методом пропитки сухой преформы посредством термосиловой инфузии пленки связующего в эту текстильную заготовку, находящуюся в форме. Как показала практика, RFI наиболее подходит для относительно тонких деталей простой конфигурации, потому что тонкая пленка легко наносится на плоские или с малой кривизной формы, а после нагревания и приложения давления связующему требуется пройти всего несколько миллиметров, чтобы пропитать сухую текстильную заготовку (преформу). В то же время для толстостенных конструкций с более сложной геометрией лучше подходят другие процессы технологии впрыска, например, RTM.

Упомянутая выше эллиптическая куполообразная перегородка, которая отделяет герметизированный салон самолета от негерметизированной хвостовой части фюзеляжа имеет габариты: длина 6,2 м, ширина 5,2 м и глубина купола 1,6 м. Конструкция перегородки включает 15 радиальных ребер жесткости длиной 2,5 м, шириной 80 мм и толщиной 40 мм.

Как отмечается в [9], крупногабаритная часть герметичной перегородки, имеющая однообразную форму и тонкий профиль, изготавливается RFI-методом, а ребра жесткости — по препреговой технологии путем намотки углеленты на неизвлекаемые пенопластовые оправки. В связи с этим разделением, технология интегральная конструкция в целом проходит два последовательных цикла автоклавного отверждения: сначала отверждается тонкостенная куполообразная часть перегородки по методу RFI, а затем эта же часть с присоединенными к ней ребрами жесткости — по препреговой технологии.

Как известно, корпорация Airbus на протяжении многих лет производила композитные герметичные углепластиковые перегородки для менее габаритного самолета A340, используя препреги и методы ручной выкладки.

В то же время, будучи удовлетворенным "композитным" решением для самолета A380 на основе препрегов, что помогает сэкономить по крайней мере 40 кг по сравнению с металлической перегородкой, Airbus принял решение применить здесь более выгодный способ изготовления указанной конструкции на основе метода нагнетания (инфузии) связующего в сухую текстильную заготовку. Армирующим каркасом для перегородки служит негофрированный сшитый под углами 0/90 градусов углеволокнистый материал, поставляемый "SAERTEX" (Стаде, ФРГ). Сшиваемый материал имеет ширину 1,27 м. При этом шесть полотен двухосного материала сшиваются с

перекрытием 25 мм в "ковер" шириной 7 м и длиной 7,4 м. В свою очередь шесть "ковров" складываются в стопку и формируют единую преформу для перегордки.

Изготовление купола перегородки производится на позитивной форме. На форму укладывается пленка связующего на основе смолы СУСОМ-977-2 с плотностью 1000 г/м<sup>2</sup>, а затем и преформа. Длительность нормального цикла отверждения связующего составляет 90 мин при температуре 177°C и давлении 7 атм. Общее же время отверждения, включая постепенное повышение и понижение температуры, составляет, приблизительно, шесть часов. Изготовленная способом нагнетания связующего перегородка стала наибольшей конструкцией RFI-конструкций из ПКМ в мировой авиации. По данным фирмы, RFI-метод с использованием преформы сделал возможным изготовление указанной крупногабаритной ИК, сократив производственные затраты на 50% по сравнению с ручной выкладкой.

*Нервюры крыла самолета [13 и др.]*

Процесс введения пленки связующего в форму (RFI) исследуется широко в Австралии в рамках разработки начатой примерно к концу 90-х годов этой проблемы. Австралийская фирма CRC-ACS (Cooperative Research Center for Advanced Composite Structures) разрабатывает ряд нервюр крыла самолета A380, а также является субподрядчиком Airbus Allemagne в рамках программы европейских исследований Tango [13]. Вклад CRC-ACS заключается в оптимизации форм нервюр при помощи метода конечных элементов. Но, как отмечают австралийские специалисты, использование композитов в основной конструкции не ограничивается только получением лучших свойств и уменьшением массы, а оно должно также приводить к уменьшению затрат на производство. Вот почему они обратились к процессу RFI, который имеет, по их мнению, менее высокие затраты по сравнению с производством деталей укладкой препрегов или методом RTM. Кроме того, они показали посредством различных экспериментальных программ, что метод RFI позволяет использовать материалы, имеющие более высокие характеристики, в особенности во влажной среде и высокой температуре, а также другие факторы, такие как упрощенная конструкция форм. К тому же этот процесс позволяет изготавливать детали из более толстых тканей или однонаправленных полотен, что уменьшает количество укладываемых слоев, упрощает производство со снижением затрат на оплату труда.

Фирмы Bombardier, Hawker de Havilland, CRC-ACS не единственные, которые оценили преимущества процесса RFI.

По данным фирмы GKN Aerospace, процесс RFI может привести к уменьшению затрат на производство на 30%. Он был применен для изготовления элементов крыла самолета A380. Для GKN Aerospace речь шла о разработке и производстве панелей неподвижной задней кромки крыла европейского сверхбольшого самолета. Фирма также участвует в производстве нервюры крыла A380. Первая нервюра длиной около 1,8 м и массой 2 кг была изготовлена в январе 2003 года на заводе Cowes в Великобритании. Фирме GKN Aerospace было также поручено производство и других элементов, в основном панелей обшивки самолета A380.

Использование процесса RFI имеет ряд преимуществ, так как он позволяет изготавливать детали из уложенных сухих заготовок, предварительно скрепленных адгезивом и во многих случаях также и прошиванием их нитью, что обеспечивает повышение механических свойств. Кроме того, процесс RFI во многих случаях позволяет производить полимеризацию либо в сушильной печи, либо в подогреваемой форме. Именно последнее предоставляет наибольший выигрыш, так как это не выдвигает ограничений к

габаритам изготавливаемых деталей. Так, фирма GKN Aerospace использует этот метод для производства крупногабаритных деталей самолета A380, где элементы примерно в четыре раза больше по размерам, чем аналогичные элементы самолета A340. Она "узаконила" процесс производства различных типов конструкций указанным методом, в частности, монолитных или слоистых панелей. Для получения оптимальных результатов были предварительно изучены многочисленные составы связующих и армирующих наполнителей.

#### 4. Обобщенные данные по применению безавтоклавных методов формования при изготовлении авиаконструкций из ПКМ

С целью большей обзорности представленного в статье и заимствованного из литературных источников материала (см. список литературы), ниже в табл. 5 суммированы данные о применении методов БАМФ при изготовлении авиаконструкций из ПКМ. Очевидно, что по своему объему эти обобщенные данные далеко не исчерпывающие, поскольку:

- рассмотрено сравнительно небольшое количество источников информации, а следо-

Таблица 5

Обобщенные данные по применению БАМФ

Конструкции из ПКМ	Методы трансферно-инфузионного формования			
	RTM	VaRTM, A-VaRTM	LRI (VAP и др.)	RFI
Кессоны крыла	A-380	MRJ*		
Законцовки крыла	БВС**	MRJ		
Носки крыла	A-380	MRJ		
Панели со стрингерным подкреплением	A-380; B-787	MRJ; C-17		
Нервюры крыла и оперения	A-380	MRJ		A-380
Лонжероны, профили, балки	A-380, B-787 A-310, A-400 M, F-22	MRJ		
Закрывки, компоненты механизации крыла	A-380, A-330/340 CRJ-200/700/900	MRJ		
Оперение (ВО; ГО)	Киль истребителя Lockheed Martin	пилон в-та Сн-47 MRJ		
Створки, двери	A-380	C-17	A-400 M	
Гермоперегородки			B-787	A-380
Обтекатель антенны РЛС				A-380
Пассажирские окна	A-380			
Стойки и подкосы шасси	в-т NH-90; магистр. с-т			
Фитинги, кронштейны, рычаги	самолеты Airbus вертолет NH-90			
Ненагруженные, легковесные детали			B-787 и др.	A-380 и др.

\* MRJ – японские региональные реактивные самолеты

\*\* БВС – беспилотное воздушное средство

вательно и типов самолетов с конструкциями из ПКМ;

- представлены не все методы БАМФ, а лишь наиболее распространенные;
- среди множества используемых типов ПКМ представлен только углепластик;
- отсутствуют данные о результатах многих успешных экспериментальных работ и др.

Тем не менее, даже эти сокращенные данные свидетельствуют о беспрецедентной перспективности нового "прорывного" направления в технологии производства авиаконструкций из ПКМ.

### Выводы

1. Анализ информационных источников, подтвержденный приведенными в статье примерами, убедительно показывает, что при создании и изготовлении конструкций авиационной техники из ПКМ, наряду с традиционной технологической системой "препрег → АМФ" (т.е. с автоклавным методом формования), важным направлением дальнейшего развития потенциальных возможностей ПКМ на базе новых экономически эффективных и производительных технологий, является разработка и внедрение систем "преформа → БАМФ". Они характеризуются применением в качестве полуфабрикатов каркасных преформ, трансферно-инфузионным формованием в закрытых формах и использованием простых нагревательных устройств для отверждения ПКМ.

*Указанное направление входит в тот ключевой состав бенчмаркинга, который определяет "технологический" престиж любой корпорации. Поэтому, чтобы преодолеть глубокое отставание в этой области, новые технологии пользуются финансовой поддержкой правительств в ряде индустриальных стран. При этом отмечается, что риск устаревшей технологии выше риска, связанного с новыми технологиями [18].*

2. Приведены основные особенности трансферно-инфузионных методов формования, таких как RTM, VaRTM, A-VaRTM, CAPRI, LRI, RFI и др. Их внедрение позволяет еще более снизить производственные затраты и способствует расширению номенклатуры авиационных композитных конструкций.

*Результаты исследований в области БАМФ, полученные в авиационной отрасли, могут быть в дальнейшем распространены и в других отраслях народного хозяйства страны.*

3. Системы "преформа → БАМФ" тесно связаны с поставляемыми материалами из текстильной и химической промышленности, поскольку развитие указанных систем, во-первых, обусловлено развитием технологии изготовления полуфабрикатов (в виде текстильных заготовок-преформ) на базе передовых ткацких технологий и, во-вторых,

применением новых технологически эффективных, в т.ч. быстроотверждающихся связующих.

4. Из опыта отечественных и зарубежных научно-исследовательских центров следует, что из множества сочетаний текстильных материалов, полимерных связующих, конструкций армирующих каркасов и методов их образования, процессов формования и сборки конструкций из ПКМ, практически нельзя выбрать одно оптимальное, пригодное для всех возможных областей применения с точки зрения свойств, стоимости, доступности, технологичности, совместимости, надежности. Оптимальное сочетание указанных характеристик для каждой области применения можно найти только с позиций общего системного подхода с использованием методов компьютерного моделирования.

5. По сравнению с традиционными препрего-автоклавными технологиями, новые методы позволяют существенно повысить эффективность процессов изготовления и сборки конструкций из ПКМ, а в ряде случаев одновременно повысить их надежность и несущую способность.

Здесь можно выделить следующие технологические и конструкционные преимущества системы "преформа → БАМФ":

- уменьшение трудоемкости получения пропитанной каркасной заготовки, особенно сложной формы, например, используя автоматизированную технологию плетения, неизвитые многоаксиальные ткани и др.;

- возможности создания высокоинтегрированных конструкций по сравнению с возможностями их создания на базе препреговых технологий;

- возможность рационального совмещения двух технологий БАМФ и АМФ по комбинированной схеме. Это достигается, например, путем расчленения панельной конструкции из ПКМ на сложную каркасную и обшивочные части. При этом каркасная часть изготавливается методом БАМФ с последующим присоединением ее в процессе сополимеризации с обшивкой в автоклаве [1, 9, 49];

- переход от сложной, энергоемкой и дорогостоящей операции автоклавного формования конструкций из ПКМ на более простые, менее длительные и менее энергоемкие операции их отверждения, например в подогретой форме, в печи или в специальном прессе;

- возможности получения форморазмеростабильных конструкций из ПКМ, т.е. получение хорошего качества и точности всех поверхностей формуемых деталей без последующей их доводки при сборке, тогда как в автоклаве хорошее качество достигается во многих случаях лишь на одной поверхности детали;

- улучшение качества сопрягаемых поверхностей, например, при сборке "лонжерон-обшивка". Так, новые технологии позволяют избежать складкообразования (как это имеет место с препрегами) при изготовлении длинномерных профильных конструкций с плавно уменьшающимся по длине поперечным сечением, например, лонжеронов крыла с С-образным поперечным сечением;

- получение более адаптированных к условиям эксплуатации конструкций из ПКМ. В первую очередь, за счет использования предварительно плетеных форм, а также метода прошивки и/или клеящих веществ особенно при создании пространственных многоэлементных армирующих каркасов-заготовок, с целью предотвращения расслоений и повышения ударной прочности ПКМ;

- снижение количества входящих деталей и механического крепежа. В основном это достигается за счет увеличения степени интегральности конструкций из ПКМ и дополнительно — за счет использования специальных методов соединений.

- повышение коэффициента использования дорогостоящих армирующих материалов;

- улучшение санитарно-гигиенических условий при производстве конструкций из ПКМ.

6. Обоснована необходимость повышения технологической мощности в процессах изготовления конструкций из ПКМ.

6.1. Разработке сложных конструктивно-технических решений на базе системы "преформа → БАМФ", как правило, должен предвостать этап проверки осуществимости (течения связующего) и устойчивости процесса при высоком качестве изготавливаемой конструкции в "закрытой" форме. Основным инструментом при этом, являются компьютерные модели, в т.ч. свойств связующего, течения связующего под давлением, драпировочных свойств и компактирования преформы, формования конструкции из ПКМ и др. (см. п. 4.2).

*К разработке указанных моделей, процессов и технологического оснащения могут быть привлечены институты стран СНГ, т.е. речь идет о международном научно-техническом сотрудничестве.*

6.2. Для освоения новых процессов в авиационной промышленности России и Украины, в качестве первого шага следует решить назревший вопрос о разработке научно-исследовательскими центрами предварительных технологических рекомендаций (ТР) в области формования конструкций из ПКМ на базе современных технико-экономических подходов. В ТР должны быть представлены концептуальные структуры характерной номенклатуры авиационных конструкций из ПКМ внешнего проектирования, изготавливаемых как автоклавными, так и безавтоклавными

методами формования; основные используемые материалы, оборудование, оснастка и др. Этот документ не только полезен, но даже необходим конструкторам и технологам на ранних стадиях проектирования изделий из ПКМ. Наши специалисты в настоящее время работают над этой проблемой, решение которой будет способствовать повышению эффективности и дальнейшего расширенного применения ПКМ в современных авиационных конструкциях.

#### Литература

1. Donna K. Dawson D. Composite Spoiler Brake Airbus For Landing // High Performance Composites. 7.1.2006.

2. Hirano Y. и др. An investigation on spring-in behavior of Va-RTM Composite Wing Structure // 16TH International Conference on Composite Materials. — P. 1–7.

3. Autoclave quality outside the autoclave? High Performance Composites, March 2006. — P. 44–49.

4. Боклер Н. Технологии снижения массы и затрат // Air & Cosmos. 2006.-17.03. — N 2022. — P. 22–30.

5. Arsert R., Ermanni P. Quality Control of RTM Processes using numerical Simulations and coupled Sensors for Flaw Visualisation // SAMPE EUROPE. International Conference. 2007. Paris. — P. 377–382.

6. Боклер Н. В скором времени будет сертифицирована гермоперегородка самолета Боинг 787 // Air & Cosmos. 2008. —8.02. — N 2111. — P.19.

7. Jean-Pierre Cauchois, Raynal I. Closed-mould technologies in composite processing // JEC Composites Magazine, N 31, March-April. 2007. — P. 37–39.

8. Claret Viros D. и др. The Airbus A380 HTP. The worlds Largest airborne composite tanner //JEC Composites, N 18, 2005. — P. 37–39.

9. Black S. An elegant solution for big composite part // High performance Composites, may 2003. — P. 45–49.

10. Sanjay K. Mazumdar. Composites Manufacturing. CRC Press. 2002. — 392 p.

11. Complete closed mould technology solutions Light RTM or Film infusion? и др. статьи// RTM today. Spring 2007, issue 18, 8 p.

12. Sarma is betting on advanced materials //JEC Composites. — N 14 January, 2005.

13. Боклер Н. Инновационные технологии для крыла // Air & Cosmos. 2003. —16.05. — N 1890. — P. 14–15.

14. Кривов Г.А., Тарасов Ю.М., Громашев А.Г., Забашта В.Ф., Матвиенко В.А. Особенности автоклавного и безавтоклавного методов формования составных частей и сборки композитных конструкций. В сб. "Композиционные материалы

в промышленности". Материалы 29 международной конференции. 1–5 июня 2009 г., Ялта.

15. *Тканые* конструкционные материалы / Под ред. Чу Т.В. — М.: Мир, 1991. — 430 с.

16. *Wang Y.* Механические свойства композиционных материалов из армированных простроченных многоаксиальных тканей при ручной выкладке. Нидерланды. Изд-во Kluwer Academic Publishes, 2002.

17. *Полимерные* композиционные материалы: структура, свойства, технология (под ред. Берлина А.А.) — Санкт-Петербург: Профессия, 2008. — 557 с.

18. *Презентация* компаний Radius и Coexpair. — 50 р.

19. *Элементы* шасси самолетов из композитов, изготовление методом RTM // Composites, 2003, май. — С. 44–46.

20. *Mackenzie C.* EADS uses vacuum process for A380 // Flight Int, 2004, 165. — N 4929. — P. 28.

21. *Боклер Н.* Мозаика технологий и процессов. // Air&Cosmos —2002 —28.06.

22. *Боклер Н.* Композиты начинают применяться в стойках шасси // Air&Cosmos —2003 -28.03. № 1883. — С. 27–30.

23. *Дункан Макраэ.* Фирма GKN делает свои композиты "низкобюджетными". Air&Cosmos — 2006 -02.06.

24. *Жулиан Ф.* Больше композитов в опорах воздушных судов // Air&Cosmos -2006 -21.04. № 2027, p.25.

25. *Коппинджер Р (Rob Coppinger)* Лонжероны сулят экономию // Flight International. — 2005-29.03/-04.04v N 4978. — P. 31.

26. *Celle P. de Luca.* Numerical modeling of infusion processes ( LRI and RFI) // Sampe — 2007.

27. *Non-crimp* fabric stitching technology // JEC Composites Magazine, N 31, March-April, 2007. — P. 32–33.

28. *Resin Film Infusion (RFI) Process Simulation of Complex Wing Structures* // Источник: [http://www.sv.vt.edu/comp\\_sim/macrae/macrae.html/](http://www.sv.vt.edu/comp_sim/macrae/macrae.html/).

29. *Megan MacDonald.* Resin Film Infusion. PDF // [www.engr.ku.edu/~rhale/ae510/websites\\_f03/RFI.ppt](http://www.engr.ku.edu/~rhale/ae510/websites_f03/RFI.ppt).

30. *Composite Processing — Resin Transfer Moulding (RTM)* // <http://www.gurit.com/product.asp?section=00010001002800100008&itemTitle=Resin+Transfer+Moulding+%28RTM%2>.

31. *Loos Alfred C.; Caba, Aaron C.; Furrow, Keith W.* RESIN FILM INFUSION (RFI) PROCESS MODELING FOR LARGE TRANSPORT AIRCRAFT WING STRUCTURES // [http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20000097377\\_2000136111.pdf/](http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20000097377_2000136111.pdf/). Loos Alfred C. Resin of Large Composite Structures - Modeling and Manufacturing Process. The Mechanic Conference. May 29@30, 2008.

32. *Loos Alfred C.; Sayre, Jay* RFI and SCRIMP Model Development and Verification // <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=581848&id=4&q&=N%3D4294817404/>.

33. *John D. Russell, Richard Holzwarth.* COMPOSITES AFFORDABILITY INITIATIVE OVERVIEW // 2006 ASIP Conference San Antonio TX 30 Nov 06 // [http://www.asipcon.com/2006/06\\_proceed/Thursday/1000\\_Russell.pdf/](http://www.asipcon.com/2006/06_proceed/Thursday/1000_Russell.pdf/).

34. *Light RTM (LRTM)* // Источник: <http://www.plastech.co.uk/Mtlrtm.html/>.

35. *Berenberg B.* Liquid composite molding achieves aerospace quality. // High-Performance Composites 2003. 11. — N 6. — P. 18–22.

36. *Henderson J. L.* Combined structural and manufacturing optimization of stiffened composite panels. // Journal of Aircraft, 1999.36. N 1. — P. 246–254.

37. *Abe T., Hayashi K.* A-VaRTM for primary aircraft structures. // International conference 2–4 April 2007. Paris Seiko 2007.

38. *Ronnie Bolick, Ajit D. Kelkar.* Innovative composite processing by using H-VARTM method. // International conference 2–4 April 2007 Paris Seiko 2007.

39. *Baker A., Dutton S., Kelly D.* Composite Materials for Aircraft Structures: American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2004. — 597 p.

40. *R. Serrano, V.M. Suffiano.* Reinforcement of concrete with carbon fiber composite by vacuum assisted resin infusion. // International conference 2–4 April 2007. Paris Seiko 2007.

41. *Thomas K. Tsotsis.* Development of interlayer-toughening of preforms. // International conference 2–4 April 2007 Paris Seiko 2007.

42. *Aircraft Composite Manufacturing (Course II), п. 3.8.* Liquid composite molding processes (RTM, VARTM, SRIM, SCRIMP, CAPRI).

43. *Kathy C. Chuang* и др. Low-melt viscosity Polyimide Resins for Resin Transfer Molding (RTM).

44. *CYCOM 5250-4 RTM Resin System.* Cytec. — P. 1–9.

45. *CYCOM 823 RTM. Liquid Epoxy Resin.* Cytec. — P. 1–7.

46. *Технология PRIFORM* компании Cytec // JEC Composites, 2006. — № 26. — С. 25.

47. *Забавта В.Ф.* Интегральные конструкции из полимерных композиционных материалов: технологические аспекты // Технологические системы, 2007. — № 4. — С. 18–35.

48. *Niggemann C., Gillesple.* Exerimental Investigation of the Controlled Atmospheric Pressure Resin Infusion (CAPRI) Process // Journal of Composites materials, vol. 42, No. 11, 2008. — P. 1049–1061.

49. *Kaps R., Herbeck L., Herrmann A.* Combined Prepreg and Infusion Technology — Cost Efficient

CFRP primary Airframe Structures. SAMPE International Conference. 2007. Paris. — P. 91–96.

50. *Прспект* корпорации HEXCEL. Advanced Fibre — Reinforced Matrix Products for Direct Processes. March 2007.

51. *Wetmann T.* Development of Braided Bypass Duct Structure for High Volume Application.// SAMPE EUROPE Setec 2007. — P. 205–211.

52. *Муравченко Ф.М.* Интеграция авиапрома: от концерна к хозяйственной корпорации // Зеркало недели, № 7 (686), 23–29 февраля 2008 г.

53. *Light* RTM or Film infusion? RTM today. Spring 2007.

54. *Creech G.* Meso-modelling of non-crimp fabric composites for coupled drape and failure analysis.// J. Mater. Sci. 2006. 41. — N 20. — P. 6725–6736.

55. *Виноградов В.М.* О принципах моделирования технологии полимерных деталей и изделий. //Труды Международной конференции. Москва. 27–30 авг. 2003. — М.: Знание, 2004. — С. 604–610.

56. *Han N.L.* Resin film infusion of stitched stiffened composite panels.// Composites. A 2003 34. — N 3. — P. 227–236.

57. *Шиндлер Гай.* Высококачественные, экономичные высокотемпературные формы для процесса трансферного формования с вакуумированием (ВАРТМ) //Труды Международной конференции. Москва. 27–30 авг. 2003. — М.: Знание, 2004. — С. 582–587.

58. *Sugimoto S.* и др. A study on nondestructive inspection for VaRTM Composite Wing Structure // 16TH International Conference on Composite Materials, p.1.

59. *Shinoda T.* и др. A-VaRTM Technology Application for Japan's new Regional Jet Aircraft // 16TH International Conference on Composite Materials.

60. *Изготовление* заготовок-преформ из композитов. Preformes fibreuses et leur procede de fabrication. Заявка 2835854 Франция.МПК7 Д 04Н1/100, Д 04113/02.

61. *Stickler P.B.* и др. Experimental Investigation of Resin Transfer Molded T — 300/PR520 Laminate Properties // J. Adv. Mater. 2004. 36, N 1. — P. 3–11.

62. *Правительство* Великобритании участвует в производстве композиционных материалов. UK backs composite with funding // Flight. Int. 2004, 166, N 4933.