

**Забашта В.Ф.**

Украинский НИИ авиационной технологии. Украина, Киев

ИНТЕГРАЛЬНЫЕ КОНСТРУКЦИИ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ: ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ**Анотація**

Представлені результати являються підсумком досліджень в застосуванні та технології інтегральних конструкцій із полімерних композиційних матеріалів в авіаційній техніці, як важливої складової цієї наукоємної продукції. Дослідження показали, що саме цей тип конструкції надає змогу максимально використати потенційні можливості композитів щодо зниження маси та вартості виробів. Розглянуто класифікаційні та методологічні аспекти їх створення, питання інтеграції та гармонізації конструювання з розробкою процесів технологічного оснащення, введено та формалізовано поняття "дуалізму складального процесу". Наведені приклади реалізації конструктивно-технологічного проектування великогабаритних несучих конструкцій на основі нових економічно ефективних процесів. Показано, що в промисловому виробництві найбільш ефективними є саме високо інтегровані конструкції, а зовнішні складові успіху становлять суттєві інвестиції, міжнародне співробітництво та кооперація.

Abstract

The results of system researches are presented in application and technology of integral constructions from polymeric composition materials in an aviation technique, as an important constituent of this science intensive product. The researches showed that this type of constructions exactly gives the possibility to use maximally the extensive potential of composites to decrease mass and cost of products. The classification and methodological aspects of their creation, questions of integration and harmonization of constructing are considered with development of processes and technological rigging, the concept of "dualism of assembling process" is entered and formalized. The examples of realization of the structurally technological planning of bulky fundamental constructions are resulted on the basis of new economic effective processes. It is shown that in the industrial production the most effective are exactly the high-inte-

grated constructions, and the external constituents of success are made by substantial investments, international communication and cooperation.

Обозначения

АТ — авиационная техника.

ПКМ — полимерные композиционные материалы.

ОбКМ — объекты из полимерных композиционных материалов.

ИК — интегральные конструкции из ПКМ.

ИП — интегральные процессы изготовления ИК.

КТР — конструктивно-технологические решения.

Т_{ик} — технологичность интегральных конструкций.

ЛПР — лицо, принимающее решение.

Введение. Композитные интегральные конструкции и интегральные процессы их изготовления

Настоящие материалы являются продолжением ранее опубликованной статьи "Технологичность конструкций из полимерных композиционных материалов" [17]. Они посвящены проблеме расширения применения ОбКМ в авиационной на основе оптимального проектирования, развития и эволюции технологий, а также необходимости инвестиционного сопровождения инноваций.

В настоящее время наиболее распространенным типом применяемых в авиационной конструкции из ПКМ, их центральным ядром являются интегральные конструкции (ИК), совладающие комплексом существенных преимуществ [2–5, 9–27, 30, 34, 45, 51, 56].

Примерами таких конструкций ответственного назначения являются балки, лонжероны, триммеры, рули направления и высоты, кили, корпуса воздухозаборников, панели и отсеки фюзеляжей, крыла и др. (информация о них широко представлена в литературе, см. список литературы к статье). К примеру, в самолете Ан-148 в виде интегральных конструкций из ПКМ выполнены: отсек ВСУ фюзеляжа; рули высоты и направления; закрылки, элероны и интерцепторы; корпус сопла вентилятора гондолы двигателя [24 и др.].

В общем случае под ИК понимается в некоторой степени условно¹ составная конструкция,

¹Условность расчлененности структуры понимается в том смысле, что в окончательно сформированной монолитной конструкции из ПКМ границы раздела компонентов не наблюдаются (они как бы исчезают, сливаясь и соединяясь в одно связанное единое целое, т.е. все первоначально выделенные компоненты как бы взаимно "поглощены"). В тоже время в металлических конструкциях компоненты сборки между собой четко прослеживаются и при необходимости их можно заменить.

которая вначале собирается из структурно обособленных компонентов и/или блоков с различной степенью отверждения (неотвержденных или "сырых", частично или полностью отвержденных), изготовленных различными технологическими методами (по препреговым технологиям и/или технологиям впрыска), с последующим окончательным формованием и склейкой всего семейства частей в единое монолитное целое (узел или агрегат) за один технологический цикл [12, 13, 16, 25].

Основными и необходимыми условиями интегрального (неразъемного) соединения конструктивных элементов и тем самым получения монолитной ИК, является наличие в процессе окончательного формования жидкофазного связующего (соединяющего в монолит ИК), при наличии, естественно, технологической оснастки, которая практически всегда задает форму ИК и определяет ее границы. Оснастка обычно многокомпонентна, сложна и в большой мере отражает конструктивно-технологическое членение конструкции (см. раздел 4).

При этом одними из множества технологических характеристик связующего является его жизнеспособность и период желатинизации, а к важной характеристике препрега относится его липкость [13]. Именно эти характеристики со "стороны" ПКМ инициируют ("подгоняют") процесс изготовления ИК. Поэтому его условно можно отнести к непрерывно протяженному процессу, в то время как сборка металлических конструкций в указанном аспекте является дискретной. Она всегда может быть приостановлена без ограничений во времени, а затем повторно возобновлена.

В развитие сказанного, процессы изготовления семейства частей ИК, их последующей сборки и совместного формования в единое (нераздельное) целое с общим технологическим циклом и, как правило, с одновременной сопряженной индуцирующей сборкой семейства расчлененных формообразующих частей оснастки (см. п. 3.4 и раздел 4), можно определить как интегральные процессы (ИП). *Процесс совместного формования всех компонентов ИК можно отнести к фундаментальным и критическим процессам ИП. Поэтому их осуществление должно быть в высшей мере безотказным.*

Иными словами, характерным отличием рассматриваемого процесса получения ИК от обычных "выклеечных", заключающихся в последовательном наборе слоев препрега, является промежуточное выделение и формообразование отдельных составляющих компонентов конструкции (блоков) в соответствии с конструктивно-технологическим членением ИК в процессе отработки ее на технологичность [17]. В чертежах ИК эти составные блоки в виде подборок часто не

выделяются, но их можно легко определить и вычленивать при разработке технологического процесса. Тогда в отмеченном случае, речь скорее идет о технологически определенных блоках монолитной ИК.

Формально ИП представляет собой сложную эргатическую производственную систему [16, 33], включающая три предметных подсистемы и взаимосвязи между ними, при этом каждую из них можно рассматривать как систему, а именно: *ОбКМ*, технологическая оснастка, производственное оборудование.

Три указанных подсистемы рассматриваются как три четко определенные предметные области (домены). При этом *ОбКМ* и технологическая оснастка это две сопряженных подсистемы, связанных между собой посредством конструкторского чертежа и технологическим процессом. В свою очередь, оснастка и оборудование связаны между собой преимущественно технологически. Во временном технологическом процессе *ОбКМ* характеризуется своими изменяющимися состояниями (пространственным, температурно-силовым, внутренней структурой и др.).

Здесь можно привести следующую отдаленную аналогию. Известно, что состояние самолета в полете характеризуется шестью фазовыми координатами (три пространственных координаты и три компоненты скорости), изменение которых во времени происходит под действием управляющих параметров (тяги двигателя, положения рулей высоты и поворота, а также элеронов).

Пространственная форма ИК определяется КТР и реализуется преимущественно технологической оснасткой, а скорость процесса — технологичностью *ОбКМ* (в т.ч. уровнем приспособленности к серийному производству), характеристиками ПКМ, оборудованием (с ПУ или без него), полнотой конфигурации технологического оснащения и все это с участием и под управлением человека-оператора [33]. В свою очередь, сложность операторской деятельности во многом зависит от простоты-сложности информации об ИК и технологии изготовления, устойчивости (надежности) процесса, напряженности работы и квалификации исполнителя (ей).

Естественно, что для полного раскрытия структуры и функционирования всех подсистем, необходимо применение соответствующих методик системного подхода, например, объектно-ориентированного анализа [43].

Таким образом, методология изготовления ИК позволяет получить сложную высоконагруженную конструкцию с большим числом входящих в нее элементов без механической подгонки деталей, сверления отверстий и установки металлического крепежа.



Согласно [25, 50] указанный прогрессивный подход дает возможность в полной мере использовать при эксплуатации достоинства неповрежденной механической обработкой конструкционного ПКМ. При использовании препреговой технологии это позволяет снизить массу агрегата на 12...30% при общем уменьшении затрат на 23... 28%, за счет сокращения цикла изготовления и механической обработки на 10% и снижения коэффициента запуска материала на 20%. Еще большее сокращение затрат может иметь место при использовании довольно широко развитых на Западе так называемых технологий впрыска (или нагнетания связующего, их еще называют технологиями внедрения полимера). Здесь применяются собранные в пакет сухие предварительно сформованные заготовки (преформы) [40, 44–50 и др.]. Примеры приведены в пп. 2 и 3.

Целью данной статьи является, во-первых, общесистемная структуризация ранее накопленных знаний в области ИК, а во-вторых, стремление побудить специалистов авиапрома в области ОбКМ думать и эффективно действовать в том же системном ключе, как и современные лидеры мирового самолетостроения такие, как Boeing и Airbus. Здесь речь идет о техническом, интеллектуальном и даже эмоциональном понимании ОбКМ в неразрывной связи с технологией их изготовления². Последняя осуществляется на базе современного оборудования и полноценной конфигурации целереализующего технологического оснащения.

1. Классификация интегральных конструкций

1.1. Вначале нами по *виду технологий* выделено два крупных общих класса ИК: *создаваемых на основе препреговых технологий или же на основе технологий впрыска*. В связи с ограниченным объемом статьи, ниже в пп. 1.2–1.4 приведены несколько отличающихся между собой подходов к классификации ОбКМ интегрального типа на основе препреговых технологий [13, 25].

1.2. Щербатовым В.Н. предложено различать три уровня интегральности элементов конструкций по *степени сложности элементов*. Эти три уровня с нашей детализацией по группам конструкций приведены в табл. 1. К *первому уровню* отнесены наполнители, например, полимерсотопласты, стержневые системы, обшивочные элементы, которые могут состоять из ряда элементов или слоев различных ПКМ (гибридных мате-

риалов), окончательно формируемых совместно за один технологический цикл. ОбКМ этого уровня можно представить как семейство исходных и в определенной мере элементарных компонентов.

Ко *второму уровню* интегральности относятся более сложные конструкции и состоящие из комплектующих деталей-элементов первого уровня интегральности, например, элементы продольно-поперечного набора (лонжероны, балки, шпангоуты, нервюры) и панели (подкрепленные, трехслойные, гофрированные и т.д.). Например, к трехслойным панелям интегральной конструкции относятся панели с приформованными к сотовому наполнителю обшивками из ПКМ, панели с трубчатым наполнителем и т.п.

Вообще конструкции с наполнителями можно разделить на две группы: со сплошным наполнителем (пенопласт, бальза, фанера, полимерные соты, стеклосоты, а также металлические соты) и с ребристым наполнителем (трубчатым, гофрированным, треугольным, прямоугольным, трапециевидным, овальным, коробчатым, ячеистым, в виде продольно-поперечных ребер и др.). Некоторые типы наполнителей, которые широко применяются в интегральных и клеевых конструкциях, приведены в табл. 2. К ним условно отнесены каркасы из балок. К конструкциям *третьего уровня* интегральности относятся наиболее сложные пространственные конструкции из КМ. Характерным для многих из них является совмещенное формование продольно-поперечного набора с панелями. К таким конструкциям относятся многонервюрные каркасы рулей высоты и направления, интерцепторов, элеронов, многолонжеронные каркасы киля, отсеки фюзеляжа, мотогондолы и др. По форме это оболочечные замкнутые или пространственные слабоизогнутые конструкции.

Сказанное может быть представлено в виде так называемой нами трофико-технологической сети, или пирамиды (рис. 1)³, где масса конструкций более высокого уровня интегральности возрастает за счет "поглощения" массы ОбКМ более низкого уровня.

На схеме прослеживается вертикальная и горизонтальная организация взаимосвязей, как одно из проявлений эффекта парности основных свойств в общем-то вероятностной системы [31].

Поэтому в качестве одного из возможных вариантов математической модели процесса может быть рассмотрена возможность применения цепей Маркова.

² Например, в западных публикациях для эффективных КТР привлекается выражение "элегантное решение" [45]. Здесь к месту будут также слова О.К. Антонова о том, что истинная красота связана с экономной легкостью, минимальными затратами материалов и труда как при изготовлении предмета, так и использовании им. Здесь же необходимо отметить, что одним из немногих ключевых активов авиационной промышленности стран СНГ в области ОбКМ является АНТК им. О.К. Антонова.

³ Термин заимствован из биологии

Таблица 1

Классификационная схема ИК

Уровни сложности ИК	Предметная область ИК					
	Общий класс		Класс		Подкласс	
	№	Название	№	Название	№	Название
I	0	Заполнители	0.1	Полимерсотопласты	0.1.1	Органосоты
					0.1.2	Стеклосоты
					0.1.3	Углесоты
	1	Пултродурируемые профильные изделия	1.1	Стержни		
			1.2	Прутки		
	2	Обшивки	2.0	Гладкие	2.0.1	Из однородных материалов
					2.0.2	Из гибридных материалов
2.1			С усилениями локального характера	2.1.1	Местное усиление	
				2.1.1	Вформованные закладные элементы	
II	3	Панели	3.1	Подкрепленные	3.1.1	Стрингерное подкрепление
					3.1.2	Продольно-поперечное подкрепление
			3.2	Трехслойные	3.2.1	Сплошной наполнитель
					3.2.2	Ребристый наполнитель
	3.3	Гофрированные				
	4	Балки, лонжероны	4.1	Сплошные		
			4.2	Коробчатые (пустотелые)		
5, а	Оболочки малогабаритные	5.0	Гладкие			
III	5, б	Крупногабаритные оболочки замкнутого контура	5.3	Со стрингерным подкреплением		
			5.4	С продольно-поперечным усилением		
			5.5	Трехслойной конструкцией	5.5.1	С сотовым наполнителем
	5.5.2	С ребристым наполнителем				
	6	а) Каркасы агрегатов кессонного типа	6.1	Многонервюрные		
			6.2	Многолонжеронные		
			6.3	Комбинированной конструкции		
б) Интегральные модули		6.4	Состояние из нескольких агрегатов			

1.3 Согласно классификации [25, ИК по числу совместно формуемых конструктивных элементов могут быть отнесены к шести уровням интегральности, которые представлены в табл. 1 (группы 1–6) и в схеме на рис. 1: Ob_1 – первый уровень объединяют простейшие, структурно-однородные слоистые конструкции обшивочного и каркасного типов, образуемые послойной выкладкой, намоткой или пултрузией КМ.

Основной особенностью конструкций второго уровня (Ob_2) является наличие в них структур-

ных неоднородностей локального характера, например местных усилений, вформованных закладных элементов и др.

К третьему уровню (Ob_3) относятся подкрепленные конструкции, то-есть конструкции со структурными неоднородностями, сравнимыми по занимаемой ими площади с размерами самой детали. Это конструкции с наполнителями (трехслойные), с дискретными элементами подкрепления (с продольным и с продольно-поперечным подкреплением, изогридные, с

Типовые наполнители интегральных конструкций

Заполнитель	Несущая способность, технологические характеристики	Рекомендуемое применение	Уровень механизации изготовления конструкции, %
Сотовый металлический	Высокая устойчивость и жесткость при продольном сжатии, повышенные характеристики по усталостной прочности	Трехслойные конструкции с повышенными требованиями к их прочности	70
Сотовый полимерный		Рулевые поверхности, панели, створки	
Ребристый трубчатый	Пониженная изгибная жесткость в поперечном направлении (до 60% от продольной); дополнительно операция по механической разделке торцов и установке (оклейки) окантовок после формовки панели; большая трудоемкость удаления оправок	Плоские панели или с однонаправленной кривизной вдоль трубчатого наполнителя	40
Ребристый гофрированный Гофрированный с покрытием	Повышенная изгибная жесткость в продольном направлении; возможна укладка наполнителя на одинарной кривизне; легкоудаляемость оправок	Панели плоские, обтекатели, воздухозаборник, отсеки фюзеляжа	70
Каркасный Каркасно-сотовый	Отдельное или совместное изготовление балок Отдельное или совместное изготовление балок и совмещение с сотами	Силовые элементы конструкции, основные створки шасси, агрегаты со строительной высотой более 60–70 мм	65
Синтактный, пенопластовый	Препрег на основе стеклоорганотканей и связующих, наполненных микросферами $\rho = 0,7...0,8 \text{ г/см}^3$; повышенная жесткость	Детали интерьера, компенсаторы при сборке крупногабаритных элементов конструкций	80

усиливающими поясами и т.д.), а также комбинированные конструкции.

Конструкции *четвертого* уровня (Ob_4) представляют собой совмещенно изготавливаемые интегральные под сборки, объединяющие в своем

составе оболочку и элементы каркаса агрегата. При этом каждый из элементов конструкции может, в свою очередь, являться сборно-интегральной конструкцией, то-есть состоять из деталей, принадлежащих к более низкому уровню интегральности.

К *пятому* уровню (Ob_5) принадлежат агрегатные сборки кессонного и оболочного типов, которые могут включать в себя любые конструкции более низких уровней интегральности.

Высшую степень интегральности – *шестой* уровень (Ob_6) имеют интегрированные модули, объединяющие в своем составе, например, несколько агрегатов и др.

Пример эффективности интегральной конструкции кессонного типа с третьим и пятым уровнем интегральности приведен на рис. 2. На нем проведено сравнение ИК с металлической конструкцией, масса и затраты на изготовление которой приняты за единицу.

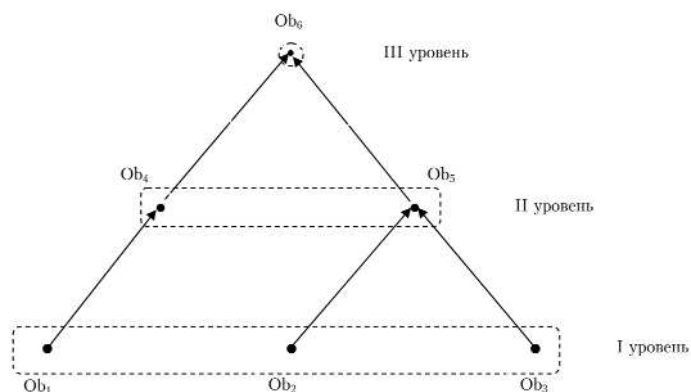


Рис. 1. Пример трофико-технологической сети при сборке (наслаивании) компонентов ИК

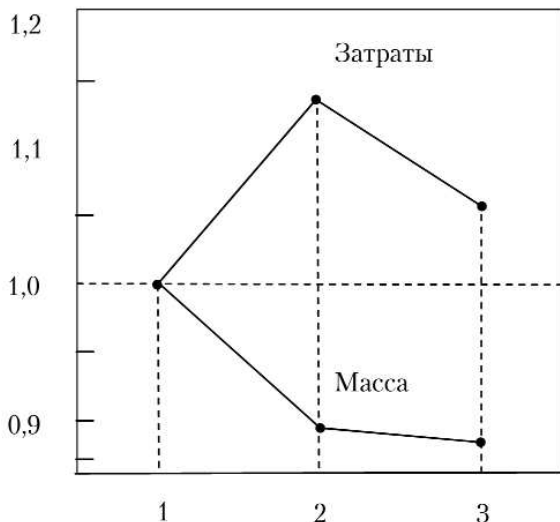


Рис. 2. Относительная эффективность конструкций кессонного типа: металлический (1), углепластиковый третьего (2) и пятого (3) уровней интегральности

Так, для ИК третьего уровня интегральности рост затрат составил 13% при снижении массы на 12%, в то время как для пятого уровня интегральности рост затрат не превысил 6% при снижении массы ИК примерно на 15%. Логично, что более приемлемой оказалась композитная конструкция более сложного, пятого уровня интегральности. Однако процесс усложнения ИК имеет свои пределы (п. 3). В то же время компоненты нижнего уровня интегральности (например, общие группы 1,2,3 по классификации [25]) можно относить с определенной мерой условности к элементарным.

1.4. Заключение. Дополнительные аспекты классификации.

Кроме указанных в пп. 1.2 и 1.3 факторов, можно дополнительно отметить еще сложность по базированию и структурным взаимосвязям объектов Ob_i ($i = 1, 2 \dots 6$). В последнем случае при декомпозиции ИК можно говорить о базисных и внутренних элементах ИК. Базисные элементы имеют строго заданную геометрию (форму и размеры). Это прежде всего элементы конструкций, выходящие на аэродинамический контур, например, гладкие обшивки крыла, фюзеляжа и др. Внутренними элементами здесь являются продольно-поперечные подкрепления гладких оболочек.

Подводя итоги, в общем случае можно выделить такие составляющие (факторы) общей сложности ИК: так называемую *объектную сложность* (т.е. имеет место возрастающая по сложности последовательность $Ob_1 < Ob_2 < Ob_3 < Ob_4 < Ob_5 < Ob_6$); *сложность по базированию и структурным взаимосвязям объектов* Ob_i ($i = 1, 2 \dots 6$) в

конструкции; сложность по габаритам Ob_{KM} (масштабный фактор) и др.

Особенно следует отметить сложность решения технологических и производственных задач, связанных с большими габаритами Ob_{KM} , а следовательно, и с большими габаритами оснастки и ее составных частей. Здесь, кроме всего, необходимо использование специального кранового оборудования, специальных систем наведения, например, лазерного наведения при операциях укладки преформ и частей ИК, сборочных работах и др.

2. Конструктивно-технологические и производственные принципы при создании интегральных конструкций

Особенности ПКМ, которые необходимо учитывать при их выборе в процессе оптимального проектирования Ob_{KM} , а также основные конструктивно-технологические и производственные принципы используемые при серийном производстве Ob_{KM} , приведены в [13, 17 и др.]. Ниже они рассматриваются применительно к Ob_{KM} интегрального типа [12, 13, 19, 23–28 и др.]. При этом ЛПР здесь всегда имеет дело с многомерной ситуацией.

Таким образом, общие подходы к проектированию и производству ИК в промышленных масштабах основываются на ряде основных методов, общих и частных принципах, правилах и положениях, образующих некоторое концептуальное единство:

2.1. Подход к конструктивно-технологическому проектированию на основе базы знаний. За рубежом эта организация и методология работ получила название "КВЕ" — аббревиатура "knowledge based engineering" [5], использующая результаты постоянных технологических инвестиций. Как результат, это привело к возможности оптимального выбора и усилению решений при разработке Ob_{KM} новых зарубежных самолетов A380, A350, Boeing 787 и др.

2.2. Минимум массы "в целом". Обычно по нему создается некоторая идеальная конструкция. После дальнейшего анализа она принимается (с корректировкой по практическим соображениям) или отвергается.

2.3. Минимум массы подкрепляющих элементов (ребра, шпангоуты, стрингеры и т.п.). Этот критерий применяется в случаях, когда изменение внешней конфигурации конструкции и ее материала нежелательно, так как ее оптимизация проведена по другим критериям, например, для фюзеляжа самолета и др.

Здесь и далее речь идет не о "классической", а предложенной и сформулированной акад. В.М. Глушковым "системной" оптимизации, учитывающей условия реальной действительности.

2.4. Минимальные производственные затраты и циклы изготовления [17 и др.].



2.5. Принцип максимальной технологичности ИК (в первую очередь, в условиях средне- крупносерийного производства), т.е. $T_{ИК} \rightarrow \max$. Общая укрупненная схема обработки интегральных конструкций из ПКМ на технологичность приведена в [17].

Как известно, практическое осуществление указанного фундаментального принципа обусловлено рассмотрением многочисленных существенных факторов и их оценочных показателей. С целью упрощения и удобства изложения, некоторые из них ниже условно представлены в качестве самостоятельных принципов (т.е. как частные принципы общего фундаментального принципа).

2.6. Методология определения оптимального количества компонентов и оптимальной блочной структуры ИК (упрощенно речь идет об конструктивно и технологически обоснованном количестве компонентов или блоков ИК).

Указанная методология основанная на целом ряде (примерно восьми) частных универсальных принципах [17], на технологических правилах, в т.ч. на обеспечении требований серийного производства и др.

Среди частных принципов (некоторые из них более подробно рассматриваются ниже) такие:

- принцип оптимальности и альтернативности выбора;
- принцип минимальных производственных затрат и циклов изготовления;
- принцип конструктивно-технологических компромиссов или конструктивно-технологической рациональности [17–25];
- принцип комплементарности;
- принципы преемственности, простоты и полноты.
- принципы механизации и автоматизации процессов изготовления и контроля ПКМ.

В качестве эффективных производственно-технологических методов следует выделить обеспечение, во-первых, максимальной параллельности (единовременности) изготовления блоков ИК, а во-вторых, наличие оптимальной схемы сборки или технологической последовательности сборки компонентов (блоков) ИК. Для этого на первом этапе проводится селекция компонентов на "рядовые" и "базовые"; "сырые" и "отвержденные"; макро- и микрокомпоненты, в т.ч. легковесные или тяжеловесные и др.

При этом, как показывает практика, следует избегать применения в качестве основного подхода к изготовлению-сборке крупногабаритных ИК нерассредоточенный технологический процесс, в котором происходит последовательное (пооперационное) наращивание компонентов (блоков) друг на друга практически на единственную

оправку вплоть до исчерпания всей номенклатуры ИК. Здесь технологический процесс отличается "скупенностью" по месту проведения, образуя линейную цепь операций с ограниченным (пассивным) функционированием технологической оснастки.

В качестве ассоциативного образа этого нерационального метода напрашивается шуточная аналогия с лепкой снеговой бабы. Этим мы говорим, хотя и о радостной, но все же сложно-подгоночной, длительной и неустойчивой сборке, в которой существенные переменные состояния тяжело удержать в допустимых пределах⁴. Такая сборка в общем-то нередко характерна и для опытного производства. В противовес этому нужно стремиться к получению "элегантных" КТР, которые в силу своего замысла, технологичности, широкому "участию" оснастки в изготовлении компонентов ИК и в общей сборке, способствуют более производительному и при том "невымученному" изготовлению ИК в серийном производстве.

Примером такой конструкции с рассредоточенным технологическим процессом на основе препреговых технологий может служить изготовление коробчатой углепластиковой балки [12, 56]. В статье этот пример в сокращенном виде приведен в разделе 3.

В качестве отдаленного примера сложной и длительной сборки металлического прототипа (см. п. 2.14) может служить технология сборки киля самолета Ан-148 [38].

Авторы статьи на основе проведенного конструктивно-технологического анализа отмечают, что при серийном производстве самолетов Ан-148 "существующая технология сборки киля неприемлема из-за низких технико-экономических показателей [38, с. 162], а "для улучшения технологического процесса сборки киля необходимо провести его членение на панели и узлы. Такое членение конструкции киля позволит осуществить параллельную сборку узлов и панелей по поточному принципу" [38, с. 162].

Таким образом, первоочередная задача специалистов во главе с ЛПР состоит в анализе состава ИК, возможных способов базирования и взаимосвязи компонентов ИК, а также их взаимодействия в окончательной операции формования ИК. Здесь, прежде всего, определяются ситуации "недопустимо" или "не может быть".

В качестве важного технологического правила следует указать на ограниченное (минимальное) количество повторных температурно-силовых воздействий высокого уровня (в первую очередь высокой температуры) на *ОбКМ*.

⁴ В научной трактовке это так называемый принцип гомеостазиса состояния в системе принципов организации эргатических систем технологического производства [33].

В итоге, как видно из сказанного, речь идет о решении сложной оптимизационной задачи, в т.ч. на основе конструктивно-технологических компромиссов [17]. При этом под оптимум понимается наилучшее возможное состояние системы.

2.7. Принцип преемственности эффективных КТР, технологических принципов и процессов. Укрупненная типовая схема осуществления принципа преемственности при конструировании и производстве ИК, представлена на рис. 3.

Очевидно, что одной из главных характеристик каждого разработанного проекта ИК является его практическая подтверждаемость. Эта характеристика прежде всего зависит от количества привлеченных аналогов ИК и полноты соответствия структуры аналога вновь разработанной конструкции. В общем создаваемые проекты ИК по признаку "подтверждаемость" могут быть классифицированы по таким категориям: "непроверенные", "мало проверенные", "хорошо проверенные" и "многokrатно проверенные".

Для "непроверенных" и "мало проверенных" на практике КТР, необходимо проведение комплекса экспериментальных работ, а также создание и испытание уменьшенной модели или полномасштабного образца ИК, что упрощенно отражено на рис. 3. Указанные *ОбКМ* также служат для валидации технологических решений. При этом, если ИК_{Оп} является демонстратором реализации принятой концепции, в том числе в достижении уровня снижения массы, то при F-анализе проверяется реализуемость этой концепции по показателям стоимости и необходимым темпам

производства. Примером может служить экспериментальный носовой отсек фюзеляжа (секция № 41) самолета Boeing 787 [8].

2.8. Осуществление принципа конструктивной организации [25], в т.ч. на основе компьютерного моделирования. Указанный принцип включает такие критерии, правила и положения как:

- структурная организация КМ в соответствии с величиной и характером действующих нагрузок, то есть выбор материалов и схем армирования ИК, при этом эти схемы должны быть максимально сбалансированными;
- совмещение полей действующих напряжений с направлением преимущественной ориентации силовых элементов ИК;
- снижение концентрации напряжений, обусловленных перепадом жесткостей, посредством соответствующих конструктивных мер (подтверждаемых компьютерной картой интенсивности напряжений);
- увеличение межслоевой прочности в зоне сополимеризации элементов ИК посредством введения адгезивов, специальных конструктивных элементов, продольных и поперечных связей;
- конструктивное резервирование, обеспечивающее дополнительную прочность ИК за счет повышенного коэффициента безопасности тех конструктивных элементов, доступ к которым для проведения контроля качества при эксплуатации невозможен или затруднен.

Для повышения точности анализа здесь желательно иметь разработанную компьютерную технологию определения возможного разрушения

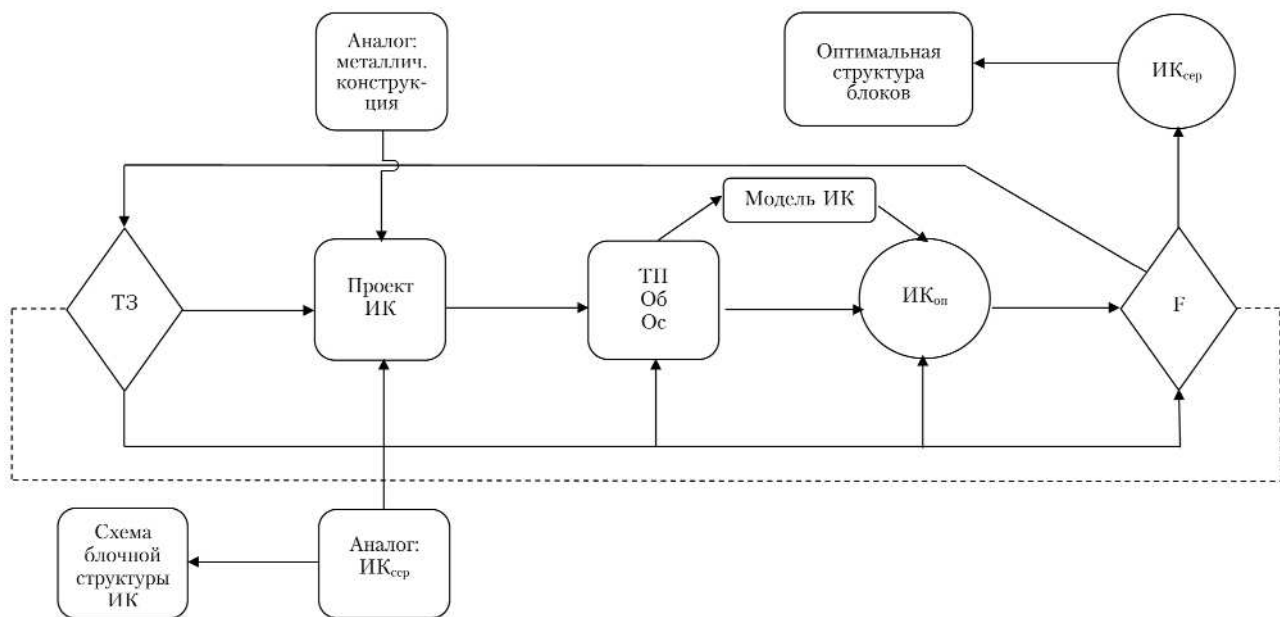


Рис. 3. Упрощенная типовая схема осуществления принципа преемственности при создании ИК: ТЗ – техническое задание; ТП, Об, Ос – техпроцесс, оборудование, оснастка; ИК_{Оп}, ИК_{сер} – опытная и серийная конструкция ИК; F – испытания и анализ эффективности ИК и процесса ее изготовления



ИК, в т.ч. выполнения анализа динамики разрушения ИК.

2.9. Принцип технологической наследственности [25]. Этот принцип основан на прогнозировании реализации свойств ПКМ в ИК при соблюдении заданных параметров технологического процесса изготовления.

2.10. Принцип простоты.

2.10.1. В рассматриваемом случае осуществление указанного принципа заключается не только в том, чтобы структура ИК состояла из минимально возможного количества элементарных компонентов с простой, безотказной технологией их изготовления, но и в том, чтобы схема сборки была простой и обеспечивала их точное пространственное расположение. Ряд примеров осуществления этого принципа приведен в п. 3.

2.10.2. К принципу простоты в качестве его составляющей может быть отнесен принцип наименьшего действия субъекта (человека) [33].

2.11. Принцип применения усовершенствованных процессов, механизированных и автоматизированных технологий изготовления. Здесь речь идет как о препреговых технологиях так и технологиях впрыска или нагнетания [40, 44–50].

Например, в группе препреговых технологий предполагается максимально возможное использование механизированных способов при изготовлении ИК (намотка, автоматизированная выкладка, пултрузия), которые кроме увеличения производительности, повышают воспроизводимость и надежность конструкций из ПКМ за счет увеличения доли программно-задаваемых и контролируемых технологических параметров (усилия натяжения по слоям, скорости намотки, выкладки или протяжки, температуры и давления формования).

К группе технологий впрыска смолы относится, например, технология PRIFORM, разработанная фирмой Cytec [40]. Ее преимущества состоят в использовании технологий предварительно сформованных текстильных заготовок из армирующих наполнителей (преформ) и впрыска смолы. Полученные изделия имеют увеличенный ресурс, сниженный вес и характеризуются низкими эксплуатационными расходами. Примером данной технологии служит конструкция интерцептора на самолеты А330/А340.

Смола Preform 977-20 имеет очень малую вязкость, которая облегчает впрыскивание в формы сложной геометрической конфигурации, а ткань Preform в сочетании с этой смолой обеспечивает изделию из ПКМ высокую ударную прочность.

Новая вакуумная технология VAP используется в производстве легковесных элементов конструкции самолета А380 [51]. Эта технология используется также для производства истребителя Eurofighter. Ожидается, что использование VAP при производстве А380 обеспечит экономию средств до 30%.

2.12. Принцип 100%-ной аттестации качества силовых ИК, заключающийся в проведении

неразрушающего контроля на наличие дефектов по всему объему изделия, аттестации прочности и несущей способности конструкции на образцах, фрагментах и выборочно на натуральных конструкциях. Указанный принцип является частным принципом общего принципа полноты [17].

2.13. Производственно-технологический принцип селективного отбора наполнителей и запуска ПКМ [17, 25]. Вопрос рационального использования поступающих от различных поставщиков угленаполнителей с учетом сохранения или даже некоторого повышения весовой эффективности *ОбКМ*, является для отечественного авиапрома существенной проблемой. Так, обеспечение дополнительного выигрыша по массе возможно за счет снижения коэффициента безопасности при использовании ПКМ с низкой вариацией свойств.

Проведение входного контроля и селекции углеволокнистых наполнителей, позволяет производить их рациональное использование.

2.14. Принцип технико-экономической целесообразности ИК. Как известно, выигрыш веса (ΔM) и уменьшение стоимости производства конструкций (ΔC) являются двумя основными факторами, которые стимулируют разработки в области ПКМ. Эти факторы обычно рассматривают в совокупности, в их взаимосвязи [17].

Формально говоря, если указанный производственно-весовой эффект от применения ИК (по отношению к металлическому прототипу) интерпретировать как вектор $\vec{Э}_{ик}$, то его компонентами как раз и будут (ΔC) и (ΔM), т.е. имеет место

$$\vec{Э}_{ик} = \langle \Delta C, \Delta M \rangle, \text{ при этом } \Delta C > 0 \text{ и } \Delta M > 0 \quad (1)$$

В приведенной записи (кортеж) предпочтение компоненты ΔC перед ΔM , при их совместном рассмотрении, выражено тем, что ΔC представлена первой [17]. Естественно, что возможны и другие варианты, например: ($\Delta C = 0; \Delta M > 0$) или ($\Delta M = 0; \Delta C > 0$).

Для развернутого серийного производства ИК с приемлемыми значениями ΔM и ΔC , в качестве важного его параметра является также и минимальный цикл изготовления ИК. В этом случае речь идет о решении задачи вариантного (вариационного) инженерного расчета. По отдаленной аналогии с математикой — это поиск некоего экстремума, исходя из внедряемой серийной технологии и условий производства.

В качестве примера определения минимального цикла изготовления может служить конструктивно-технологический анализ киля (основной материал — дуралюмин Д16Т) самолета Ан-148, выполненный в работе [38]. Если по базовой (существующей) технологии изготовления цикловое время сборки составляет 256 час, а трудоемкость сборки — 12000 н.-час, то при доработке технологического процесса с поиском указанного

выше экстремума, цикловое время сборки сокращается до 120 час, а общая расчетная трудоемкость сборки составляет 7800 н.час или 65% от базового варианта.

Ограничительными факторами на применение крупногабаритных композитных ИК являются:

- чрезмерная сложность ИК и технологического процесса ее изготовления, что, с одной стороны, может привести к неприемлемо высоким затратам, а с другой стороны может быть причиной проявления неустойчивости (нестабильности) технологического процесса.

Указанный фактор сложности может привести также и к психологическому невосприятию такой конструкции и сопутствующего ей технологического процесса специалистами серийных предприятий и, как следствие, — потере ими практической уверенности в благополучном исходе дела и даже проявления недоверия.

А это, в свою очередь, осложняет или даже препятствует размещению подряда на изготовление ИК в промышленных масштабах. Близкий случай к этому проявился при обсуждении вопроса о возможности изготовления из ПКМ одной крупногабаритной конструкции кессонного типа на серийных предприятиях и уходе последних от положительного рассмотрения этого предложения под различными предлогами.

Очевидно, что одним из наиболее простых способов уменьшения сложности ИК, является снижение уровня ее интегральности [25]. Это может быть в следующих случаях:

- недостаточная производственная и эксплуатационная контролепригодность ИК;
- невысокая степень реализации механических свойств ПКМ в результате сополимеризации, например, внутренних силовых элементов типа балок или же невысокая реализации указанных свойств в элементах ИК большой толщины (более 10...12 мм);
- высокий уровень остаточных технологических напряжений в отвержденных ИК, которые, например, могут достигать величин, сравнимых с пределом межслоевой прочности ПКМ.

Последнее сопровождается появлением внутренних дефектов в виде трещин и расслоений, в первую очередь, в зонах конструктивных неоднородностей и может также явится дополнительной причиной уменьшения реализации механических свойств ПКМ в конструкции;

- отсутствие соответствующего технологического оборудования, например, крупногабаритных автоклавов, станков для автоматизации операций выкладки и намотки, оборудования для механизированной сборки блоков, модулей и др.;

- группа факторов, относящихся к технологической оснастке [12, 14, 25 27, 32, 34, 35, 56 и др.]:

- чрезмерная сложность оснастки и/или ненадежность ее функционирования, в первую очередь, в процессе автоклавного формования. В последнем случае речь идет об эксплуатационной надежности оснастки;

- чрезвычайная материалоемкость и массивность оснастки. В этом случае, во-первых, возникает вопрос об обеспечении заданного теплового воздействия на *ОбКМ* при автоклавном формовании и проблема увеличения длительности этого высокзатратного процесса. Примером отрицательного проявления указанных факторов технологической оснастки, может служить автоклавное формование оболочных секций фюзеляжа самолета Boeing 787, когда, несмотря на большую материалоемкость (массивность) оправок, наблюдалось "проседание" некоторых из них; во-вторых, при намотке, высокая инерционность оправки ограничивает скорость процесса;

- высокая стоимость оснастки. Здесь следует отметить, что одной из важных статей затрат при определении стоимости *ОбКМ*, являются затраты на технологическую оснастку.

В мелкосерийном производстве эта статья затрат является одной из основных. Известно, что хотя повышение степени интегральности и укрупнение ИК позволяет обеспечить дополнительное снижение массы и трудоемкости изготовления самой конструкции, затраты на производство технологической оснастки значительно возрастают из-за ее существенного увеличения.

Поэтому уровень интегральности конструкций прежде всего в мелкосерийном производстве может определяться, исходя из приемлемого для предприятия уровня затрат на технологическую оснастку.

Таким образом, материалы данного раздела подтверждают положение о том, что в общем случае рационально разработанные интегральная конструкция и интегральный процесс ее изготовления (по препреговым технологиям и/или технологиям впрыска) позволяют получить положительный синергетический эффект, как в отношении снижения массы конструкции, так и в отношении снижения производственных затрат.

3. Примеры реальных конструкций из ПКМ интегрального типа

3.0. Вступление. Фюзеляжи из ПКМ — новый "прорывной" продукт в самолетостроении

Наиболее системно и полно вопрос применения ИК может быть представлен на многочисленных примерах интегральных конструкций фюзеляжей АТ (самолетов и корпусов ракет). Они, как известно, относятся к классу высоконагруженных основных конструкций. Это, прежде всего, фюзеляжи с балочной конструктивно-

силовой схемой, в т.ч.: фюзеляж истребителя F-5, состоящий из двух сводооболочек; фюзеляжи пассажирских лайнеров Boeing 787 (семь намотанных отсеков) и Airbus A350 (три отсека, состоящих из 12 панелей), хвостовой отсек самолета Airbus A380, отсек фюзеляжа европейского консорциума "FUBACOM", отсек фюзеляжа Германского центра авиации и космонавтики, фюзеляжи административных самолетов, например, самолета "Premier 1" и др. [4–11, 13–15, 17–22 и др.].

Необходимо отметить, что эти и другие примеры сложных ИК в основном осуществляются в рамках инновационно-инвестиционной модели развития западных авиационных корпораций при всемерной поддержке государства. Это позволяет говорить об эффективности функционирования триады "наука-бизнес-власть", которая не должна быть чуждой и для Украины, несмотря на весьма скромные на сегодня финансовые и управленческие возможности государства, а также незаинтересованности полусырьевых монополий и вообще крупного капитала в инвестициях в научно-технические разработки.

Таким образом, речь идет о переходе от неинновационного к инновационному пути развития и тем самым к изменению характера производимой прибавочной стоимости.

Однако из-за большого объема информации и ее специфичности, этот вопрос подлежит отдельному рассмотрению, а ниже в упрощенном виде, приведено несколько характерных примеров ИК. Более простые из них служат иллюстративным введением в исследуемую проблему.

3.1. Подкрепленные (двухслойные) панели

Здесь, например, фирмой "General Dynamics" (США) представлены углепластиковые двухслойные подкрепленные панели интегральной конструкции [13], типовые сечения которых отличаются

ся формой верхней полки стрингера, а именно: в одном случае полка плоская (рис. 4), а в другом — полукруглая.

Обшивка толщиной 1,02 мм имела в обоих вариантах одинаковую схему укладки слоев $\pm 45^\circ/0/90^\circ$. Материал стрингеров в зоне контакта стенок с обшивкой разделяется на две половинки, образуя таким образом внутренние и внешние лапки (фланцы), при этом внутренние лапки соединяются с нахлестом длиной 12,7 мм. Такое конструктивное решение позволяет полностью использовать материал стрингеров в работе на сжатие.

Проведенные расчетные исследования панелей со стрингерами закрытого сечения показали следующее. Во всех элементах панелей внешние слои должны иметь укладку $\pm 45^\circ$. К слоям с укладкой $\pm 45^\circ$ должен примыкать хотя бы один слой с нулевой укладкой. Наиболее эффективны два слоя, далее рационально размещать слои с укладкой 90° , как улучшающие граничные условия для продольных (нулевых) слоев. При таком расположении слоев повышается как критическая нагрузка, так и несущая способность панели. Угол наклона стенок стрингера к обшивке должен быть близок к 30° . С точки зрения массовой эффективности и технологичности предпочтительными являются панели со стрингерами с полукруглой полкой. Хорошее качество внутренних обводов стрингера обеспечивается применением полых резиновых оправок с малой толщиной стенки.

3.2. Трехслойные панели с ребристым наполнителем

Характерными представителями трехслойных панелей с ребристым наполнителем являются панели с трубчатыми и гофрированными наполнителями. На рис. 5 показана типовая интегральная конструкция — криволинейная трехслойная панель с трубчатым наполнителем.

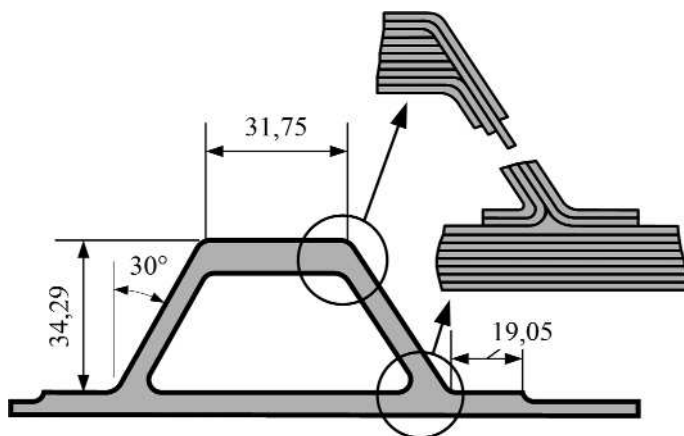


Рис. 4. Усиливающий пустотелый профильный элемент двухслойной панели

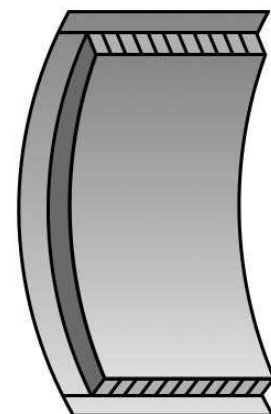


Рис. 5. Криволинейная трехслойная панель с трубчатым наполнителем

Указанные конструкции изготавливаются с помощью предварительно обмотанных препрегом гибких сплошных либо пустотелых оправок (рис. 6), которые собираются вместе с выложенными обшивками, отверждаются совместно с ними, а затем после окончания процесса удаляются из отформованных ячеек. Сплошные оправки изготавливают из резины или фторопласта, а пустотелые — в основном из экструдированных трубок ПВХ, например размером 15×15 мм.

Кратко технологический процесс заключается в следующем⁵ [13]. Обмотанные сплошные оправки и пропитанные заготовки обшивок укладываются одновременно на форму, где происходит прессование и отверждение панели. Например, связующее ЭДТ-10 в течение некоторого времени до температуры 120°C находится в эластичном состоянии. В этом случае пропитанная волокнистая обмотка свободно расширяется под действием расширения нагревающейся оправки. При этом на материал действует как избыточное внешнее давление, так и давление изнутри, которое вытягивает, ориентирует армирующий материал. Устраняет возможные складки и морщины. В процессе расширения оправок давление передается и на вертикальные стенки трубок.

После термической обработки связующее полностью отвердевает, и конструкция панели способна самостоятельно выдерживать внешнее избыточное давление. При постепенном охлаждении конструкции, фторопластовые оправки сокращаются более интенсивно, чем угле- или стеклопластиковые трубки, в результате чего между стенками оправок и трубок образуется зазор. Помимо поперечного сужения оправок происходит и сокращение их линейных размеров по длине, что обеспечивает сдвиг в плоскости

оправок и трубок, облегчающее удаление оправок из панели. Фторопластовые оправки могут применяться как для изготовления прямолинейных панелей, так и для панелей криволинейных, в том числе двойной кривизны. При этом радиус изгиба зависит от сечения оправки. Так, оправки сечением 10×10 мм и длиной 600 мм свободно удаляются из композитных трубок, имеющих радиус до 600 мм. После распрессовки панели производится предварительная механическая обработка и заделка торцов.

Технологический процесс изготовления панели, представленной на рис. 4, с использованием пустотелых ПВХ-профилей включает следующие операции. Механизированным способом профили ПВХ обертываются полипропиленовой пленкой, затем на них наматывается пропитанная стеклолента, например марки ЛКС-ВМ. Выкладывается заготовка внешней обшивки, а на ее поверхность — набор пакета трубчатого заполнителя. На поверхность трубчатого заполнителя наносится связующее 100–150 г/м², а затем раскраивается и укладывается внутренняя обшивка. После этого устанавливается вакуумный мешок. В зоне его установки каждая трубка обертывается липким жгутом, прижимается друг к другу, при этом необходимо обеспечить герметичность технологического пакета, с тем чтобы сжатый воздух попал вовнутрь пустотелого полимерного профиля и не смог попасть в места соединения обшивки с заполнителем. После проверки на герметичность технологический пакет помещается в автоклав, где производится прессование и отверждение панели. При этом избыточное давление опрессовывает панель (обшивку и заполнитель) с внутренней и внешней сторон. После отверждения панели профили из ПВХ извлекаются из внут-

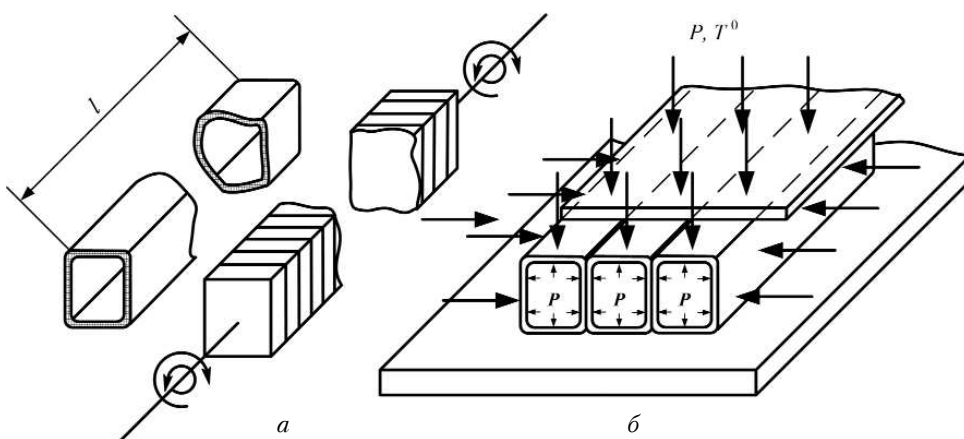


Рис. 6. Формообразование панелей с трубчатым заполнителем:
а — поляя и сплошная технологические оправки; б — опрессовка собранной панели

ренних полостей. С целью уменьшения усилий при большой длине панели, она предварительно подогрывается в термочехле при температуре 60°C. Указанная технология позволяет снизить стоимость трехслойных конструкций за счет сокращения стоимости оснастки и материалов конструкции [23].

3.3. Оболочки с ребристым заполни-

⁵ Разработка АНТК им. О.К. Антонова под руководством В.И. Цариковского.

телем. Корпус воздухозаборника из органопластика⁶. На рис. 7 показана интегральная конструкция — трехслойная оболочка с гофрированным наполнителем [28]. Трехслойная конструкция содержит нижнюю обшивку 2, гофрированный наполнитель 1, наружный (верхний) сплошной слой которого входит в состав верхней обшивки; кольцевые ребра жесткости 4, намотанные в пазы; верхнюю обшивку 3. Наружный слой гофрированного наполнителя, который устанавливается на внутреннюю обшивку оболочки, служит опорной поверхностью при намотке на станке с ПУ ее верхней обшивки. Гофрированный наполнитель с наружным слоем также представляет собой интегральную конструкцию, поскольку гофр и тонкостенная обшивка на нем формируются и соединяются между собой в одном технологическом цикле (сополимеризации).

Таким образом, интегральная конструкция трехслойной оболочки при формировании в одно целое содержит три неотвержденных компонента: нижнюю и верхнюю обшивки, кольцевые ребра и один отвержденный компонент — гофрированный наполнитель с наружным слоем. Соединение компонентов в интегральной конструкции осуществляется за счет связующего и бандажирования посредством термоусаживаемой пленки.

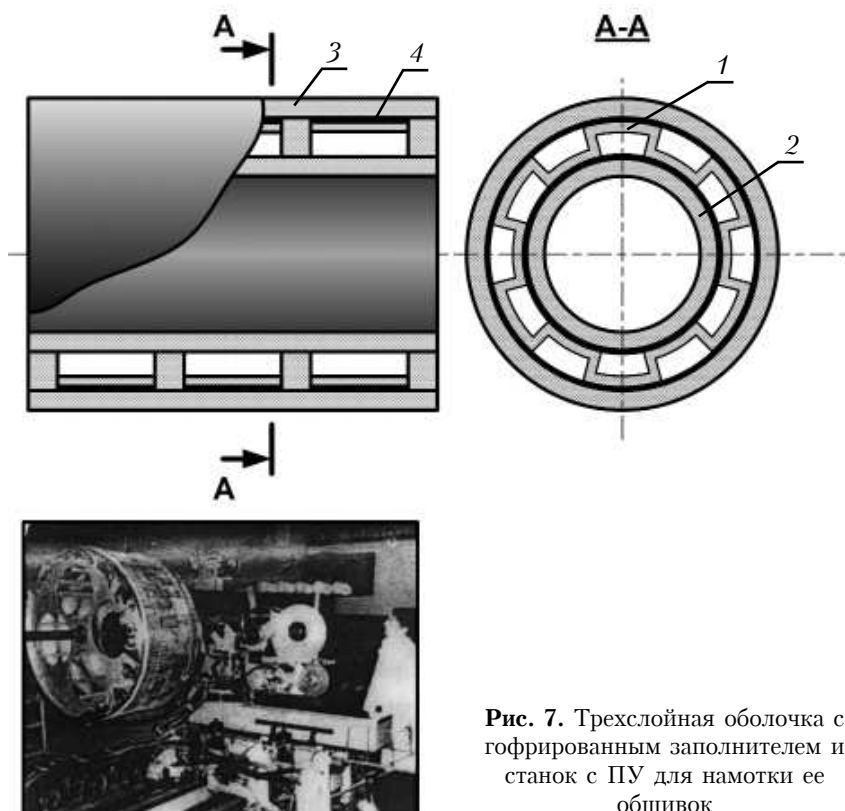


Рис. 7. Трехслойная оболочка с гофрированным наполнителем и станок с ПУ для намотки ее обшивок

3.4. Балки и лонжероны из ПКМ интегральной конструкции, изготавливаемые методами намотки и выкладки препрега. На рис. 8 в качестве примера представлен общий вид коробчатой углепластиковой балки, ее конструктивная форма с размерными характеристиками, а также упрощенная схема членения конструкции и оснастки [12, 28, 56]⁶.

В конструкции балки при укрупненном членении можно выделить четыре контура (верхняя и нижняя полки K_1 и K_2 , выходящие на теоретический контур, а также правая и левая стенки K_3 и K_4) и одна составная центральная часть N_1 .

Как известно, желательно, чтобы формирование *ОбКМ* методом выкладки проводилось на плоских либо слабоизогнутых поверхностях, а в случае сложной поверхности *ОбКМ* использовались позитивные формы.

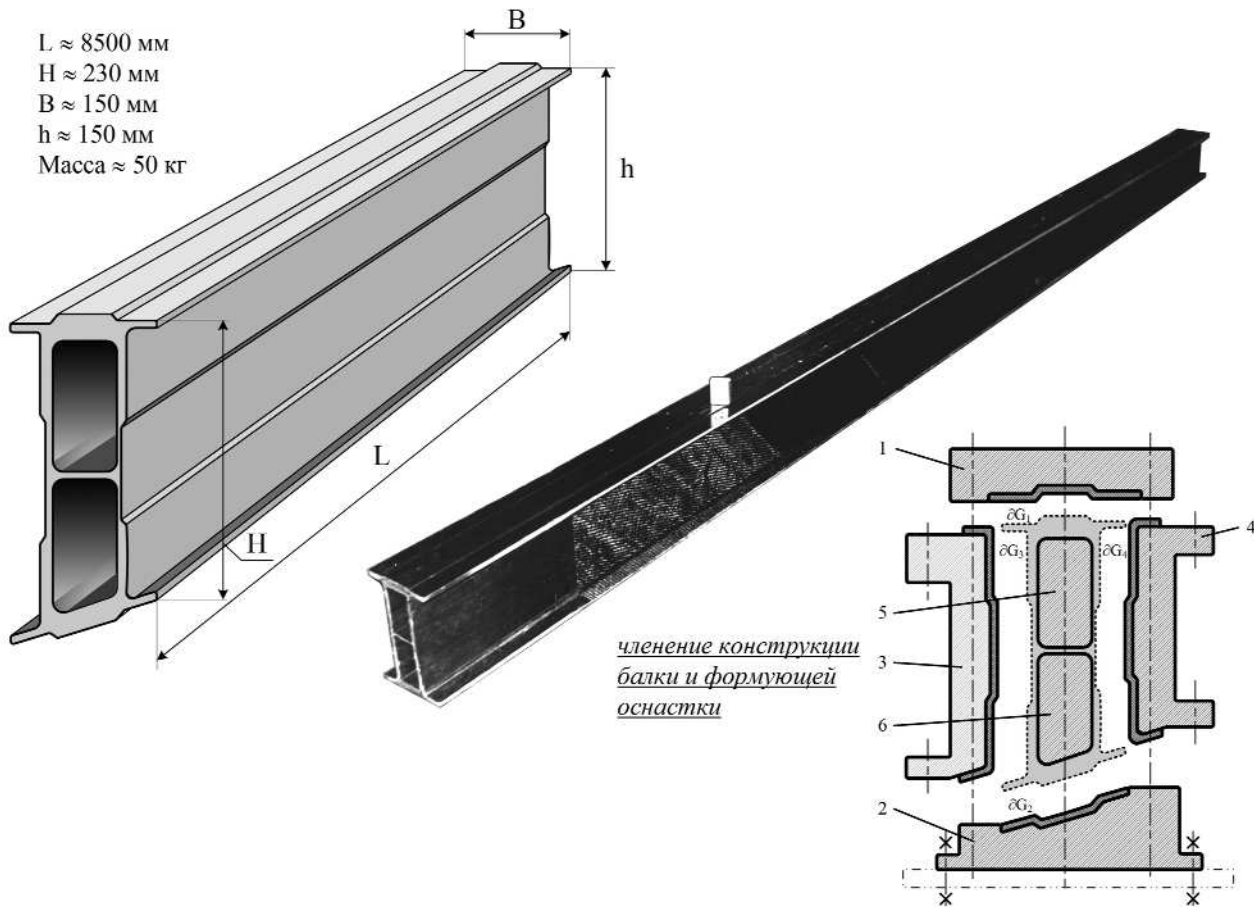
Это обеспечивает удобный доступ при формировании, контроле и ремонте. Например, оснастка для формирования балок состоит из крышек 1 и 2 со слабоизогнутой поверхностью для формирования контуров ∂G_1 и ∂G_2 , позитивных боковин 3 и 4 для формирования контуров ∂G_3 и ∂G_4 , оправок 5 и 6 для намотки на них двух контуров, а затем сборной части N_1 на сложенных вместе оправках 5 и 6. На компонентах оснастки проводится

подформовка контуров ∂G_1 , ∂G_2 , ∂G_3 , ∂G_4 , а на плоской оснастке — силовых однонаправленных поясов. В приведенном примере имеет место параллельно-сопряженная сборка оснастки и *ОбКМ*.

При сопряженной сборке необходимо обеспечить сопряженное базирование и сочленение формирующих компонентов оснастки и установленных на них контуров ИК. При этом базирование в зависимости от количества и расположения сопрягаемых компонентов, направления и величины упрековки КМ до требуемого конечного положения может быть либо окончательным, либо сначала предварительным, а затем уже точным, то есть речь идет о наличии в оснастке средств для многостадийного базирования.

В указанном процессе сборки проявляется общий принцип раз-

⁶ Совместная разработка УкрНИИАТ и АНТК им. О.К.Антонова.

Форма и размерные характеристики балки**Рис. 8.** Балка из углепластика интегральной конструкции

ложения целостных систем на основе эффекта парности всех ее основных свойств [33]. Так, для приведенного примера активной частью процесса сборки является технологическая оснастка, а пассивной — собираемые с помощью оснастки в единую конструкцию компоненты ИК.

Таким образом, интегральный процесс изготовления, приведенной на рис. 8 ИК, состоит из изготовления простых контуров (компонентов) и практически одной операции сборки. Это производится одновременно со сборкой частей оснастки, на которых расположены компоненты ИК и базированием этих частей по сборочным отверстиям в оснастке.

3.5. *Отсеки фюзеляжа самолета из ПКМ интегральной конструкции, изготовленные по препреговым технологиям [5, 7, 8, 11, 15, 17, 27, 52].* Проблема изготовления фюзеляжа из ПКМ имеет свою давнюю историю. Так, АНТК им. О.К. Антонова совместно с УкрНИИАТ еще в 1980 г. были проведены экспериментальные работы по изготовлению отсека фюзеляжа из углепластика [15, 27]. Этот отсек диаметром 2,5 м и длиной 6,2 м, имел вес 520 кг (рис. 9). Снижение веса было на уровне 40%, а уменьшение числа крепежных элементов

на 70%. Однако по разным причинам работы в этом направлении были приторможены. В тоже время при использовании ПКМ согласно [11] можно изготовить фюзеляж самолета А320 с герметичной кабиной с весом на 30% (т.е. приблизительно на 5–8 тонн) меньшим, чем у такого же металлического фюзеляжа. Такое уменьшение веса обеспечивает экономию 24 миллионов литров топлива на протяжении срока службы самолета. Фирма Boeing изготавливает из ПКМ фюзеляж магистрального самолета Boeing 787, диаметр которого 5,8 м [7, 17 и др.].

Создание такого фюзеляжа возможно при наличии новой технологии, совершенных средств автоматизации работ и широкой международной кооперации фирм.

Особенностями технологии фирмы Boeing является отказ от трехслойных структур. Изготовление фюзеляжа производится, как это представляется в работе [7], с автоматически получаемыми стрингерами.

Руководители фирмы Ingersoll, станки которой были выбраны фирмой Alenia Aeronautica, а также Koreal Air, объясняют, что речь идет об укладке



Рис. 9. Экспериментальный отсек фюзеляжа трехслойной конструкции из углепластика

лент из углеродных волокон на оправку, на которой были предварительно установлены продольные подкрепляющие элементы (стрингеры), форма сечения которых в виде омеги задана оболочкой, работающей на избыточное давление. После автоматизированной выкладки, оболочка фюзеляжа и стрингеры помещаются в автоклав, что делает эту структуру автоматически снабженной продольными подкрепляющими элементами, в которой затем делают отверстия под двери, иллюминаторы и т. п. (рис. 10).

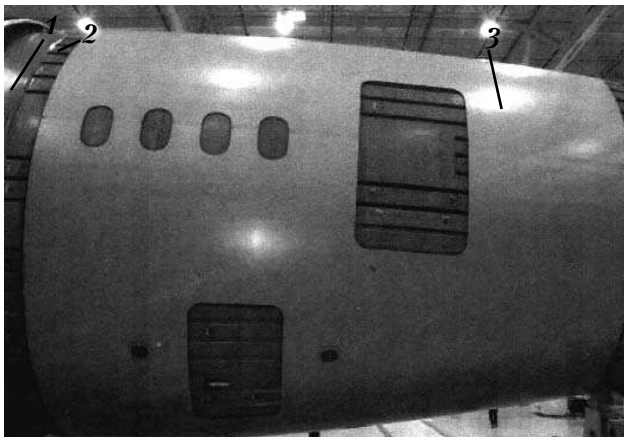


Рис. 10. Общий вид отформованной хвостовой части фюзеляжа самолета Boeing 787 (секция № 47) из углепластика:

1 — технологическая оправка; 2 — пазы на оправке для укладки заготовок стрингеров; 3 — секция фюзеляжа после формования в автоклаве

Со своей стороны, шпангоуты изготавливаются отдельно при помощи технологии введения (впрыска) связующего.

3.6. Киль истребителя, производимый методом RTM (*resin transfer molding*) [6 и др.].

В большинстве зарубежных источников метод RTM определяется как впрыскивание связующего

под давлением в форму через ее внешние инъекционные порталы (один или несколько) при этом в форму предварительно помещается сухая текстильная заготовка (преформа) [45]. При использовании этого метода 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 быстро отверждающихся систем связующих. Как правило, формы 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 отвержденные детали производятся либо в предварительно подогретой форме или в печи (а не под давлением в автоклаве). Иными словами, речь идет о типе производства, не предполагающего применения автоклава.

В итоге метод RTM по сравнению с традиционными препреговыми технологиями, принятыми в аэрокосмической отрасли, имеет два технологических преимущества:

- уменьшение трудоемкости получения пропитанной заготовки;
- переход от сложной, энергоемкой и дорогостоящей операции автоклавного (формования) *ObKM* на более простые и менее энергоемкие операции отверждения *ObKM* в подогретой форме или в печи.

Наряду с методом RTM используется его модификация — метод VARTM (*vacuum — assisted resin transfer molding*), т.е. впрыскивание связующего в форму с помощью вакуума.

В [45] отмечается, что при этом методе содержание армирующего волокна равно 60 процентам может быть достигнуто на однонаправленных тканях, а 56 процентов может быть достигнуто на плетеных структурах. В качестве сравнения, при обработке препрегов в автоклаве эти параметры соответственно равны 62 и 58 процентам. Жесткость деталей отформованных в автоклаве будет примерно выше на 4%.

Таким образом, при осуществлении метода VARTM высокого давления не требуется. Сравнительно недорогое оснащение, требуемое для реализации метода VARTM, делает возможным производить большие, сложные детали целиком, за один раз, и с небольшой стоимостью [45].

Проект киля истребителя из композитов производимый 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 подборок для боевых самолетов будущего поколения.

Новшество в изготовлении килья заключается в том, что он сделан в некоторой степени моноблоком, что позволяет осуществлять процесс полимеризации под прессом за один прием.

Этот киль является одной из наибольших конструкций из ПКМ, которая была изготовлена по методу RTM уже к 2002 г. Носок килья 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, имеющих собственную форму с переменным сечением, были изготовлены для того, чтобы создать предварительную форму для внутренней конструкции килья.

Кроме эффекта технологичности изготовления килья методом RTM, этот проект позволил показать, что моделирование текучести связующего позволяет точно определить точки его впрыскивания и очередность циклов для того, чтобы обеспечить достаточную пропитку во всех точках конструкции. Благодаря использованию модели оптимальной пропитки, стало возможным полностью заполнить пресс-форму, не оставляя сухих мест (не пропитанных), что необходимо для повышения качества и снижения стоимости.

В указанной конструкции 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 [45].

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

3.7. Герметичная перегородка, производимая методом RFI

Здесь в качестве примера [50] в сокращенном виде приведена технология изготовления крупно-

габаритной интегральной конструкции — задней герметичной перегородки самолета Airbus A380 с применением в качестве основного процесса метода RFI (resin film infusion). Метод RFI принадлежит к классу технологий впрыска (нагнетания) и является методом пропитки сухой преформы посредством термо-силовой инфузии пленки связующего в эту текстильную заготовку, находящуюся в форме. Как показала практика, RFI 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 [50], крупногабаритная часть герметичной перегородки, имеющая однообразную форму и тонкий профиль изготавливается RFI-методом, а ребра жесткости по препреговой технологии путем намотки углеродной ленты на неизвлекаемые пенопластовые оправки. В связи с этим разделением технологии, ИК в целом проходит два последовательных цикла автоклавного отверждения: сначала отверждается тонкостенная куполообразная часть перегородки, а затем эта же часть с присоединенными к ней ребрами жесткости.

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 более выгодный способ изготовления указанной конструкции на основе метода нагнетания (инфузии) связующего в сухую текстильную заготовку. Армирующим каркасом для перегородки служит неогфрированный сшитый под углами 0/90 градусов углеволоконный 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 перегородки.

Изготовление купола перегородки производится на позитивной форме. На форму укладывается пленка связующего на основе смолы СУСОМ-977-2 с плотностью 1000 г/м², а затем и преформа. Длительность нормального цикла отверждения связующего составляет 90 мин. при температуре 177°С и давлении 7 атмосфер. 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 огромной ИК, сократив производственные затраты на 50% по сравнению с ручной выкладкой.

Анализ зарубежных литературных источников и приведенные в п. 3 примеры, показывают, что наряду с эффективными препреговыми технологиями, важнейшим фактором дальнейшего промышленного использования потенциальных возможностей ПКМ на базе новых экономических и производительных технологий, является внедрение процессов впрыска (RTM, VARTM, VAP, RFI и др.). Это позволяет еще более снизить производственные затраты и способствует расширению номенклатуры авиационных композитных конструкций. В свою очередь, возможности развития технологии впрыска обусловлены развитием технологии изготовления полуфабрикатов в виде текстильных заготовок (преформ) и прежде всего, на базе передовых ткацких технологий.

Так, например, при изготовлении таких преформ методом текстильной техники фирма ALTIM Nahtechnik GmbH (г. Алтенбург, Тюрингия) достигла значительных успехов. С помощью патентованной трехмерной системы шивки удается изготавливать пространственные конструкции из углеволоконной ткани, сшиваемой по свободно программируемым кривым. В системе используется компактная швейная головка, закрепленная на рычаге, управляемом сигналами цифровой системы, движущаяся по ткани преформы и сшивающая слои ткани. Благодаря такой шивке из плоских полотен ткани получается пространственная конструкция, при которой, в частности, значительно уменьшается риск деламинации, то-есть отделения слоев детали под нагрузкой. При шивании может быть использована нить из угле- или органических волокон, например, марки Арамид или Кевлар.

4. Модельное представление особенности процесса сборки интегральных конструкций

Из даже небольшого количества приведенных в разделе 3 примеров видно, что в общем случае сборка их отличается от сборки металлических конструкций и одно из главных отличий заключается в том, что здесь имеет место сопряженная сборка оснастки и *ОбКМ* (как одного, так и другого в собственное единое целое). При этом место расположения компоненты ИК часто является соответствующий компонент оснастки или даже отдельная оснастка. Это, естественно, в первую очередь относится к неотвержденным, но также и к отвержденным компонентам ИК с целью точного их базирования, а также избежания возможных поводов после их снятия с оснастки перед окончательными операциями изготовления.

Сказанное отчетливо видно на примере 3.3. Здесь процесс сборки ИК имеет двойственный характер (образуя как бы сдвоенную сборочную цепь), что позволяет говорить о сборочном дуализме или дуальной паре сборочного процесса ИК.

Всю приведенную коагуляцию факторов (практических данных) можно представить более компактно и наглядно, используя системный подход, например, в постановке [18] и метод формализации технологических объектов в варианте [16] с привлечением структурных, передаточных или условных матриц.

Тогда, если процесс сборки ИК представить как систему ($СБ_{ИК}$), то она при макроподходе (на верхнем уровне) состоит из двух взаимодействующих между собой автономных подсистем: процесса сборки оснастки ($СБ_{ос}$) и сборки композитных компонентов ($СБ_{км}$), при этом первая подсистема является ведущей.

При использовании структурных матриц полагают, что наличие двух диагональных элементов L_{11} и L_{22} всегда свидетельствует о двухпараметрическом состоянии объекта (в нашем случае это процесс сборки ИК), а наличие недиагонального элемента L_{21} — о том, что изменение второго фактора вызвано изменением первого, т.е. индексы недиагонального элемента указывают на направление передачи, которая через нее осуществляется. В таком случае можно считать, что между элементами матрицы как бы происходит передача некоторых воздействий. При этом линия передачи идет от одного диагонального элемента к другому через соответствующий единственный элемент связи⁷. В этом случае определитель матрицы $det A$ или показатель преобразующей способности операции может иметь следующий вид

⁷ Элементы, стоящие над главной диагональю, определяют воздействие последующих координат на предыдущие, а элементы, стоящие под ней, — воздействие предыдущих координат на последующие.

$$\det \begin{vmatrix} L_{11}O \\ L_{21}L_{22} \end{vmatrix} = L_{11}, L_{22} \quad (2)$$

Применительно к процессу сборки ИК, элемент L_{11} соответствует сборке оснастки, элемент L_{22} — сборке *ОбКМ*, а элемент L_{21} — символ связи, указывающий направление передачи от L_{11} к L_{22} . Таким образом, матрицы типа (2) можно условно называть диагональными матрицами собственных свойств объекта с недиагональным передаточным элементом. В матрице (2) можно представить наличие упорядоченного во времени множества диагональных элементов. Тогда $CB_{ук} = \text{diag} \langle L_{11}, L_{22} \rangle$, т.е. в этом случае первым элементом является L_{11} .

Численное представление значений элементов L_{11} , L_{21} , L_{22} является темой отдельного исследования.

Выводы

1. Представлена первоначальная системная структуризация в области интегральных конструкций из ПКМ, широко используемых в авиастроении, при этом в наибольших объемах в сверхбольших коммерческих лайнерах Airbus A380, Boeing 787 и Airbus A350. Кроме широкого традиционного использования, ИК здесь применяются в таких силовых и крупногабаритных агрегатах самолета, как секции фюзеляжа, крыло (кессон), киль и др., т.е. *речь идет о формировании облика современного самолета с использованием "прорывных" новых конструкций из ПКМ, созданных на основе высоких технологий.*

2. Подчеркивается, что выигрыш веса и уменьшение стоимости производства остаются двумя основными факторами, которые стимулируют разработки в области композитов. Здесь успех обеспечивается прежде всего за счет:

- существенных инвестиций, и в первую очередь, в научно-технические разработки, как исходного этапа инновационной деятельности [26];
- широкого международного сотрудничества в области технологий;
- международной кооперацией в части технологического оснащения и производства крупногабаритных ИК ответственного назначения.

Эти три условия относятся к комплексу внешних финансово-организационных условий

существования, функционирования и развития систем создания и производства крупногабаритных и ответственных ИК⁸.

3. Аргументировано, что увеличение объема применения ИК в изделиях обусловлено требованиями высокой технологичности *ОбКМ*, их высокой конструктивно-технологической эффективностью, а также производственной осуществимостью с приемлемыми темпами выпуска продукции.

Указанные выше условия предусматривают наличие и/или возможность приобретения широкой номенклатуры конструкционных материалов (армирующие наполнители, связующие, клеи и др.), а также полуфабрикатов (препреги, преформы и др.) с высокими механическими и технологическими свойствами. Кроме этого, необходимым условием является наличие собственной и/или заимствованных производственных баз, оснащенных современным технологическим оборудованием и располагающих эффективной производственной системой технологического оснащения.

4. Отмечено, что спроектированная и изготовленная ИК позволяет получить дополнительное снижение массы и стоимости в результате реализации возникающего здесь преимущества в виде синергетического эффекта. Наряду с этим эффектом, в промышленном производстве ИК может быть получен дополнительный эффект за счет применения так называемых технологий впрыска (*RTM, VARTM, VAP, RFI* и др.), а также за счет механизации и автоматизации работ.

5. Получили дальнейшее развитие научные аспекты исследований и усовершенствование основных положений и принципов создания ИК, в т.ч. с учетом общесистемного принципа возможности моделирования в системном представлении исследуемого объекта [18, с. 8].

6. Показано, что в общем случае процесс сборки ИК в отличие от сборки металлических конструкций во многих случаях включает сопряженную сборку компонентов оснастки и *ОбКМ*, т.е. процесс сборки приобретает объектную двусторонненность. Это позволяет говорить о дуализме сборки или дуальной паре сборочного процесса ИК. Указанному отличию дана формальная трактовка (интерпретация).

⁸ Очевидно, что указанные условия в совокупности охватывают только часть всех необходимых условий, хотя, по нашему мнению, и важную часть. Их осуществление связано, в первую очередь, с наличием инвестора и проведением тщательного маркетинга. В качестве примеров правительственной поддержки разработок АТ, следует указать на действия правительства Великобритании по самолету A380, когда только в 2003 году по инициативе премьер-министра на изготовление крыла было выделено 350 млн. фунтов стерлингов. Аналогично можно указать на существенную поддержку правительством США самолета Boeing 787. Проблема государственного инвестирования (протекционизма) с целью возрождения и укрепления украинской авиации наиболее полно изложена в работах Г.А. Кривога с сотрудниками, например, в [26]. В то же время некоторые негативные стороны предстоящего иностранного инвестирования в украинскую авиацию приведены в статье К. Зацепина со спорным названием "Президент похоронит авиастроение?" (РЖ ВИНТИ "Воздушный транспорт", реферат 07.07.-06В.15).



Литература

1. Балабуев П.В. Опыт применения композиционных материалов в транспортной авиации // *Авиационная промышленность*, 1986. — № 9. — С. 9–13.
2. Балабуев П.В. Опыт применения композиционных материалов в транспортной авиации // *Композиционные материалы: Сб. науч. тр.* — К.: ИЭС им. Е.О. Патона, 1991. — С. 27–36.
3. Балабуев П.В., Брагилевский В.З. и др. Кессон аэродинамической поверхности летательного аппарата из композиционных материалов. Ав. свид. СССР SU №1561412, 5В 64С 3/26.
4. Бахвалов Ю.О. и др. Корпусные конструкции из композиционных материалов модернизированной ракеты-носителя "Протон-М" и разгонного блока "Бриз-М" // *Авиационная промышленность*. — 2005. — № 4. — С. 25–31.
5. Боклер Н. Мозаика технологий и процессов // *Air & Cosmos* 28.01.2002. — № 1849. — С. 40–44.
6. Боклер Н. Инновационные технологии для крыла // *Air & Cosmos* 15.05.2002. — № 1890. — С. 14–15.
- Компания Airbus на острие внедрения композитов // *Air & Cosmos* 23.03.2001. — № 1787. — С. 22–24.
7. Боклер Н. Преимущества углепластика и скоростных технологических методов // *Air & Cosmos* 10.06.2005. — № 1987. — С. 130–135.
8. Боклер Н. Самолет Боинг 787 показывает свой нос в Вишите // *Air & Cosmos*, 2005, 17.09, — № 1997. — С. 17.
9. Братухин А.Г. Композиционные материалы в гражданской авиационной технике // *Авиационная промышленность*, 1995. — № 9–10. — С. 39–46.
10. Бушуев А.С., Родченков Ю.Н., Локшин М.А., Тарасов Ю.М. Опыт применения композиционных материалов в конструкциях самолетов ОКБ Сухого // *Полет*, 2005. № 6. — С. 39–42.
11. Грюндер М. Технологическая революция в самолетостроении. Будущее принадлежит фюзеляжу черного цвета // *Air & Cosmos*, 2002. — № 1837. — С. 26–28.
12. Забашта В.Ф. Об интегральных сборочных конструкциях из композиционных материалов // *Авиационная промышленность*, 1995. — № 3. — С. 23–28.
- Забашта В.Ф., Бондарь В.Г. Крупногабаритные интегральные конструкции из композитов и интегральные процессы их изготовления // *Тез. Докл. Конф. По конструированию и производству изделий из полимерных и металлических композиционных материалов.* — Евпатория—Киев. Обво "Знание", 1993. — С. 37.
13. Забашта В.Ф., Кривов Г.А., Бондарь А.Г. Полимерные композиционные материалы конструкционного назначения. — К.: Техника, 1993. — 156 с.
14. Забашта В.Ф. Технологическая подготовка производства из композиционных материалов. Глава 1.6 в кн. *Машиностроение. Энциклопедия* (Гл. ред. Фролов К.В.). — М.: РАН, 2006. — С. 104–142.
15. Забашта В.Ф. Опыт первого десятилетия внедрения конструкций из композиционных материалов // *Авиационная промышленность*, 1982. — № 7. — С. 46–50. Создание фюзеляжей больших самолетов из полимерных композиционных материалов — революционный этап в самолетостроении. В сб.: *Композиционные материалы в промышленности*, 2007. — С. 451.
16. Забашта В.Ф. Техническая подготовка производства конструкций из композиционных материалов. — К.: Техника, 1993. — 148 с.
17. Забашта В.Ф. Технологичность конструкций из полимерных композиционных материалов // *Технологические системы*, 2007. — № 3. — С. 46–65.
18. Забашта В.Ф., Забашта Ю.В. Моделирование и формализация объектов интеллектуальной собственности в научно-технической сфере // *Технологические системы*, 2007. — № 1. — С. 7–21.
19. Ивашин В.Н., Ежов В.П. Опыт проектирования крыла из композиционного материала для орбитального корабля "Буран" с учетом технологических особенностей процесса изготовления // *Труды Первой международной авиакосмической конференции "Человек — Земля — Космос". Т. 2. Крылатые космические системы.* — М., 1995. — С. 273–282.
20. *Информация* Internet изданий.
21. Карпов Я.С., Симонов В.С. Новая конструктивно-силовая схема фюзеляжа из композиционных материалов. В сб.: *"Композиционные материалы в промышленности"*. Материалы 27 международной конференции. 28 мая — 1 июня 2007 г., Ялта. — С. 401–404.
22. Кива Д.С. и др. Моделирование панелей хвостовой части фюзеляжа, выполненного из композиционного материала при помощи систем САД/САМ/САЕ // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии.* — Х: НАКУ "ХАИ", 2005. — Вып 27. — С. 31–41.
23. Кива Д.С. и др. Разработка, изготовление и испытание триммеров трубчатой конструкции. В сб.: *Композиционные материалы в промышленности.* Материалы 25 международной конференции. 30 мая — 3 июня 2005 г., Ялта. — С. 331.
24. Кива Д.С. и др. Конструкции из композиционных материалов в самолете Ан-148. В сб.: *"Композиционные материалы в промышленности"*. Материалы 27 международной конференции. 28 мая — 1 июня 2007 г., Ялта. — С. 121.

25. *Климакова Л.А., Комиссар О.Н.* Методология создания интегральных конструкций из полимерных композиционных материалов для перспективной авиационно-космической техники // *Авиационная промышленность*, 2000. — № 4. — С. 19–22.

26. *Кривов Г.А., Матвиенко В.А.* и др. Опыт разработки национальной и государственных программ промышленного развития // *Технологические системы*. — 2007. — № 4. — С. 30–41.

27. *Кривов Г.А., Забашта В.Ф.* и др. 35 лет на рынке высоких технологий. Гл. 8 "Полимерные композиционные материалы" (1971–1996 гг.). — К.: МИИВЦ, 1999. — С. 107–118.

28. *Кулинский Г.А., Забашта В.Ф.* и др. Изготовление воздухозаборника самолета Ан-72 из органоласта // *Авиационная промышленность*, 1979. — № 3. — С. 9–11.

29. *Михеев С.В.* и др. Применение полимерных композиционных материалов в вертолетах марки Ка // *Композиционные материалы: Сб. науч. Тр.* — К.: ИЭС им. Е.О. Патона, 1991. — С. 36–39.

30. *Мухин Н.В., Хмельницкий А.К.* Композитные конструкции для ракетно-космической техники в разработках ФГУП "ОНПП "Технология". В сб.: "Композиционные материалы в промышленности". Материалы 27 международной конференции. 28 мая — 1 июня 2007 г., Ялта. — С. 337–339.

31. *Новые технологии компании Boeing.* VDI-Nachr. — 2005. — № 22. — С. 1.

32. *Оснастка для производства конструкций из КМ: Оснастка FUBAComp для производства секций фюзеляжа* // JEC Composites, 2005. — № 18. — С. 48.

Оснастка фирмы Boeing // High-performance Composites, 2006. — № 4. — Том 14. — С. 38–41.

33. *Павлов В.В.* Системы человек—машина. Проблемы и синтез. — К.: Вища школа, 1987. — 54 с.

34. *Петропольский В.С.* Розробка раціональних конструктивно-технологічних рішень формуючої оснастки для виготовлення деталей з полімерних композиційних матеріалів/ Автореф. на здоб. наук. ступеня к.т.н. — К., 1998. — 18 с.

35. *Савин А.Г., Игнатенко И.К.* Роль оснастки в обеспечении заданного теплового воздействия на конструкции из композиционных материалов при автоклавном формовании // *Авиационная промышленность*, 1988. — № 5. — С. 60–62.

36. *Сироткин О.С., Боголюбов В.С., Комаров Г.В.* Некоторые современные тенденции в производстве изделий из полимерных композиционных материалов (ПКМ). В сб. "Композиционные материалы в промышленности". Материалы 25 международной конференции. 30 мая — 3 июня 2005 г., Ялта.

37. *Смердов А.А., Цвелев В.М.* Комплексная обработка размерностабильных композитных кон-

струкций космической техники. В сб: "Композиционные материалы в промышленности" Материалы 27 международной конференции. 28 мая — 1 июня 2007 г., Ялта. — С. 433–434.

38. *Сугайло А.Н., Самохвалов В.В.* Конструктивно-технологический анализ киля самолета Ан-148 // *Труды 5 Международной научно-технической конференции и Школы молодых ученых, аспирантов и студентов "авиакосмические технологии"*. Воронеж, 22–24 сент. 2004 "Акт 2004" ч. I. Технология машиностроения. Конструкция и прочность. — Воронеж: Изд-во ВГТУ, 2004. — С. 157–163.

39. *Технология* производства изделий и интегральных конструкций из композиционных материалов в машиностроении. // Под. ред. Братухина А.Г., Боголюбова В.С., Сироткина О.С. — М.: Готика, 2003. — 515 с.

40. *Технология PRIFORM* фирмы Cytec // JEC Composites, 2006. — № 26. — С. 25.

41. *Усовершенствованные* станки для выкладки и намотки фирмы Ingersol Machines Tools // JEC Composites, 2005. — № 16. — С. 63; — 2006. — № 23 март. — С. 65.

42. *Усовершенствованные* композиционные технологии на самолете Airbus A380 НТР // JEC Composites, 2005. — № 18. — С. 37–39.

43. *Шнеер С., Меллор С.* Объектно-ориентированный анализ: моделирование мира в состояниях. — К.: Диалектика. — 1993. — 240 с.

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

45. *Autoclave quality outside the autoclave?* // High-performance composites, march 2006. — P. 44–49.

46. *Black S.* An elegant solution for a lug composite part // High-performance composites, may 2006. — P. 45–47.

47. *Flight International*/6 september — 20 october 2006, s. 41; 13–19 march. — 2007. — P. 12.

48. *Falcon 7x* // JEC Composites, 2005, № 17. — P. 8, 38–41.

49. *Jacobson T.* Rapid, low-cost, reformable tooling systems RTS // JEC Composites, 2005, № 18. — P. 66–68.

50. *Lackman L.M., O'Brien W.L., Loyd V.S.* Advanced Composites Integral Structures Meet the Challenge of Future Aircraft Systems // *Fibrous Composites in Structural Design*. N.Y., London, 1980, № 135, 144.

51. *Mackenzie C.* EADS uses vacuum process for A380 // *Flight Int*, 2004, 165, № 4929. — P. 28.

52. *Norris G.* Major 787 Subsections take spape // *Flight International*, 2007, 13–19 march.

53. *Sarma* is betting on advanced materials // JEC Composites, january 2005. — № 14. — P. 8.



54. *System Composites* makes significant announcements // High-performance composites, July 2006. — № 4. — Т.14. — P. 24.

55. *Vought Aircraft* completes new facility. First 787 production autoclave installed at Fuji Heavy

Industries // High-performance composites, July 2006. — Т. 14. — № 4. — P. 19.

56. *Zabashta V.F.* The forming of products from composite materials. Composite materials, technologies and automation of products manufacturing. — Moscow, 1997. — P. 461–472.