

УДК 629.735.33.023:62-419.8

**Забашта В.Ф.**

Украинский НИИ авиационной технологии. Украина, Киев

**ТЕХНОЛОГИЧНОСТЬ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ****Анотація***Викладені результати досліджень в області технологічності конструкцій з полімерних композиційних матеріалів.***Abstract***The results of researches are expounded in area of technological of constructions from polymeric materials of compositions.***Обозначения**

ЛА — летательный аппарат.

АТ — авиационная техника.

ПКМ — полимерные композиционные материалы.

ОбКМ — объекты из полимерных композиционных материалов.

КТР — конструктивно-технологические решения.

Т<sub>ск</sub> — технологичность объектов в условиях средне- и крупносерийного производства.

ЛПР — лицо, принимающее решение.

**Введение. Целевые системы конструирования, производства и применения ОбКМ**

В последнее десятилетие наблюдается очередной скачкообразный рост объемов применения ПКМ в ЛА, при этом с выраженными акцентами на фюзеляж и основные конструкции крыла [10, 14, 30 и др.]. Этот рост обусловлен законами поступательности технического прогресса и возросшей конкуренцией на мировом рынке авиатехники. Здесь речь идет и об обеспечении потребностей авиакомпаний новой техникой и прибыльности при эксплуатации АТ. В свою очередь, указанный рост ОбКМ подкреплен логистически развитой мировой индустрией ПКМ, ее постоянно возрастающей мощностью.

Лидерами мирового авиастроения неуклонно подчеркивается и успешно осуществляется известное принципиальное положение о том, что создание нового поколения АТ неотделимо от внедрения новых технологических процессов и оборудования, а также усовершенствованных, в т.ч.

в отношении технологичности материалов и полуфабрикатов.

В рекламной деятельности западных фирм технологическая компонента представляется как одна из основных характеристик вновь создаваемого изделия. В последние годы, например, это наглядно демонстрируется в рекламах корпораций Boeing и Airbus, активно продвигающих на мировые рынки самолеты Boeing 787, A350 и A380. При этом ведущее место в рекламе технологических преимуществ новых изделий принадлежит применению ПКМ, подчеркивая их прорывной характер в отношении снижения веса и стоимости ЛА.

Очевидно, что такой большой успех западных компаний в области применения ОбКМ был достигнут за счет системного подхода при решении проблемных вопросов, рассматривая процессы конструирования, производства и применения ОбКМ как целевые развивающиеся во времени системы. Таким образом, опыт показывает [4, 5, 7, 10, 13, 16, 29, 53–59, 76, 82, 88, 95 и др.], что методология проектирования ОбКМ, широко применяемых в аэрокосмической, военной, машиностроительной и других отраслях промышленности, должна отличаться системным подходом по всему изделию в целом, учитывая специфику ПКМ, производственно-технологические и рыночные факторы указанной проблемы.

Основные сложности на пути выбора проектного решения определяются двумя обстоятельствами: сложностью формализации задачи и большим количеством разнообразных требований, критериев и ограничений. Обобщенные весовые показатели ЛА, показатели эффективности, стоимости, надежности и технологичности есть критерии высшего ранга, они применяются при выборе решений [34, 78]. В статье принимается, что критерий — это подобие цели, ее аппроксимация, модель. При переходе от целей к критериям, последние рассматриваются как количественные модели качественных целей.

Таким образом, одним из основных критериев при оценке ОбКМ является комплексный критерий технологичности, включающий в себя техно-

логичность ОбКМ, ПКМ, армирующих наполнителей и связующих [34].

Как известно, здесь речь идет о снижении трудоемкости и себестоимости изделия при его изготовлении; снижение трудоемкости, себестоимости и хронометрии изделия в техническом обслуживании и ремонте, а также снижение материалоемкости и энергоемкости изделия при изготовлении, техническом обслуживании и ремонте.

*Высокая технологичность ОбКМ, которая обуславливает возможность их эффективного серийного производства, подкрепляет и/или даже определяет рыночные позиции изделий АТ, делая эти позиции более твердыми и убедительными.*

Здесь можно несколько отвлечься и привести следующую аналогию. Уровень или интенсивность влияния фактора технологичности на весовое совершенство и стоимость изделия, которые во многом обусловлены объемами применения ПКМ, можно представить в виде ассоциативного образа из области ботаники. Известно, что развитие растения, в т.ч. рост его листьев, происходит по определенным законам в зависимости от различных факторов (качество и функционирование корневой системы, влаги и питательной среды, температуры и интенсивности света). Интенсивность света, в свою очередь, определяется косинусом угла между нормалью к поверхности листа и направлением падающих на него солнечных лучей. В этом смысле интенсивность влияния технологичности (как направленного света конструкторской мысли под неким условно представленным углом технологичности) можно сравнить метафорически с влиянием интенсивности света на рост листьев растения. Без интенсивного освещения растение чахнет.

Следует отметить, что в данной статье не ставится вопрос о существовании и достижении некоего идеала технологичности ОбКМ. Речь идет лишь о методе сравнения и последовательных уточнений известных КТР.

При анализе проблемы проектирования конструкций ЛА из ПКМ логично и удобно разделить их на два больших класса:

- так называемые конструкции внешнего проектирования или конструкции внешнего контура;
- так называемые конструкции внутреннего проектирования или конструкции внутреннего контура (набора).

К конструкциям внешнего проектирования относятся все те конструкции из ПКМ, которые определяют внешние контуры ЛА. К конструкциям внутреннего проектирования относятся интерьер и салоны пассажирских самолетов, грузовые кабины транспортных самолетов, трубопроводные системы, патрубки и др. В данной статье речь преимущественно идет о композитных конструкциях внешнего проектирования.

В настоящее время методология конструирования ОбКМ ориентируется преимущественно на серийное производство в рамках возможностей существующих производственных баз не только данной фирмы, но при необходимости — и баз других фирм и к тому же в разных странах (международная кооперация). Одновременно эта методология должна, во-первых, ориентироваться на такие технологические процессы переработки ПКМ, которые наиболее освоены промышленностью и экономически эффективны при серийном выпуске изделий [1, 9–14, 94, 100 и др.], а во-вторых, на результаты инноваций и в области композиционных материалов и в области технологий производства ОбКМ.

При этом системный подход является междисциплинарным и предопределяет не только тесное взаимодействие конструкторов, технологов, материаловедов, производственников, но и участие в работе менеджеров высокого уровня. Участие последних особенно необходимо при больших объемах применения ПКМ в изделиях (прежде всего в крупногабаритных и ответственных конструкциях) и больших масштабах производства таких изделий. Таким образом речь идет о работе в формате единой команды во главе с ЛПР. Эта работа производится исключительно в рамках программ, включающих совместные работы с научно-исследовательскими институтами и университетами.

Опыт предыдущих лет показывает, что спорадические действия отдельных энтузиастов в области ОбКМ малоэффективны.

Первым характерным примером может служить производство углепластиковых отсеков фюзеляжа магистрального самолета Boeing 787, партионность выпуска которого на сегодня по данным некоторых периодических изданий уже составляет примерно шестьсот пятьдесят машин. При этом объем применения ПКМ на этот самолет по массе составляет около 60%.

Вторым примером производства углепластиковых отсеков фюзеляжа может служить основной конкурент Boeing 787 магистральный самолет А350 "Аэробус", в котором объем применения композитов составляет 52% [95].

Применение ПКМ в таких подавляющих объемах (50–60% от массы самолета), включая фюзеляж и основные конструкции крыла, знаменуют новый этап в мировом самолетостроении и поэтому многие специалисты [30, 38 и др.] называют этот этап революционным.

*Здесь напрашивается естественный вывод о том, что отставание в значительных объемах применения ПКМ — это первый и "весомый" шаг к уходу с рынка современной авиатехники.*



### 1. Основные конструктивно-технологические и производственные принципы, используемые при серийном производстве ОбКМ

В разрезе системного подхода ниже в укрупненном виде представлен ряд общих принципов, связанных со спецификой серийного производства ОбКМ:

1. Принцип снижения массы композитной конструкции (по сравнению с металлической).

Эффективность ПКМ всегда ассоциируется с существенным снижением массы проектируемых конструкций. При этом согласно [66] эффективность применения ПКМ должна оцениваться не по удельным прочностным и упругим свойствам образцов, а по критерию

$$K_G = R \times u / G,$$

где  $R$  — предельная нагрузка натурной конструкции;  $u$  — полезный объем;  $G$  — масса конструкции.

Указанный критерий учитывает и степень реализации свойств ПКМ в конструкции и совершенство ее силовой схемы.

2. Принцип максимальной технологичности ОбКМ для серийного производства, т.е.

$T_{ск} (ОбКМ) > \max$  (п. 2). Оценка технологичности конструкции производится по многочисленным показателям на основе нормативных данных.

3. Принципы оптимальности и альтернативного выбора:

- совмещение конструктивно-технологического проектирования ОбКМ с разработкой самого материала позволяет получать КТР близкие к оптимальным с альтернативным выбором технологических процессов;

- оптимальное членение агрегатов из ПКМ (п. 2.2);

- оптимальное (рациональное) оснащение (этот вопрос подлежит отдельному самостоятельному рассмотрению) и др.

4. Принципы минимальных производственных затрат и циклов изготовления (на основе технологичности ОбКМ, оптимального планирования и управления):

- принцип минимальной суммы затрат как по каждой операции так и с обеспечением минимальной суммы затрат по всему процессу в целом;

- принцип минимальности цикла изготовления и минимальных межоперационных простоев не только для чередующихся состояний ОбКМ в процессе их производства, но и общего минимального цикла изготовления по всему процессу в целом (на практике это может быть некоторое интервальное значение).

5. Принцип конструктивно-технологических компромиссов. Этот известный принцип проявля-

ется уже на ранних стадиях рабочего проектирования ОбКМ, например, в необходимости эффективной увязки двух оценочных взаимосвязанных показателей:

- снижение массы ОбКМ (абсолютное или относительное весовое совершенство конструкции);

- уровень трудоемкости (в нормо-часах) или удельной трудоемкости ОбКМ (нормо-час/кг).

Здесь речь идет о выборе приемлемых трудозатратно-весовых соотношений с получением обобщенного (двухэлементного) показателя как одного из важных показателей совершенства конструкции.

Сказанное можно формально выразить используя понятия теории отношений, например, в виде отношения прямого (декартового) произведения двух фиксированных множеств, понятия соответствия как "многозначной" функции и др. Однако это выходит за рамки данной статьи.

6. Принцип доминирования интегральных конструкций из ПКМ [34, 36, 40]. Здесь может использоваться показатель уровня интегральных конструкций из ПКМ в общей номенклатуре композитных конструкций [35].

7. Принцип комплементарности (упрощенно — это тесная гармонизация взаимосвязанных структур и/или систем). Первый пример связан с конструированием и производством интегральных конструкций. Здесь этот принцип заключается в увязке структуры модулей (как один из вариантов это хотя и условно, но четко выделенные в чертеже под сборки) интегральной конструкции со структурой интегрального процесса их параллельного и/или последовательно-параллельного изготовления [33, 34, 36, 40] в зависимости от серийности производства. Для большей ясности можно привести такую аналогию. Согласно этого принципа структура процесса должна быть согласованной с модульной структурой интегральной конструкции, подходя к ней как ключ к замку. Прежде всего это возможность расчленения конструкции, возможность автоматизированной пакетной выкладки слоев, намотки отдельных модулей и др. Далее разбивка на модули и их размещение в сборочном узле должны быть такими, чтобы обеспечить минимум трудозатрат.

Следующим примером принципа комплементарности может служить гармонизация систем проектирования и производства при помощи компьютерных технологий. Здесь, например, Airbus приняла решение гармонизовать средства работы CFAO (проектирование и производство при помощи компьютерных технологий), применив программное обеспечение CFAO Catia [10].

8. Принцип преемственности эффективных КТР и технологических процессов [34]. Здесь используются известные критерии преемственности КТР.

9. Принцип производственно-технологической специализации (например, по типам конструкций).

10. Принцип практической уверенности. Осуществление этого принципа особенно необходимо в деятельности ЛПР, задачей которого является минимизация всех рисков при проектировании и организации производства ОбКМ.

11. Принцип селективного отбора материалов. Осуществление этого принципа наиболее характерно в производственной деятельности предприятий Украины и РФ, прежде всего из-за ухудшения положения с производственными поставками армирующих наполнителей.

12. Принцип простоты осуществления операций технологического процесса.

13. Принцип устойчивости каждой операции и технологического процесса в целом при серийном производстве ОбКМ.

14. Принцип полноты. Осуществление этого принципа при конструировании изделий из ПКМ связано с полнотой комплекса испытаний, а именно: испытаний образцов, испытания моделей и испытания натуральных конструкций [66]. Осуществление этого принципа также связано с полнотой контроля технологического процесса и ОбКМ. Таким образом, указанный принцип можно определить как принцип полноты испытаний и контроля [27].

15. Принцип механизации и автоматизации процессов изготовления и контроля ПКМ. Здесь в качестве критерия может использоваться оценочный показатель общего уровня механизации и автоматизации процессов [35-37].

Примером эффективной автоматизации может служить процесс выкладки лонжерона крыла самолета "А 400М" [97]. В опытном производстве при выкладке вручную скорость укладки слоев составляет 0,75 кг/час. В серийном производстве с использованием автоматизированного укладчика ленты (ATL) скорость укладки достигает 25 кг/час. Выкладочный станок со станиной размером 20 м был изготовлен фирмой "M Torres" (Наварра, Испания).

16. Принцип постоянного совершенствования и удешевления серийного производства ОбКМ за счет применения новых полуфабрикатов, новых прогрессивных технологических процессов и более производительного оборудования. Например, фирма ACG (Tulsa, Okla.) разработала новую серию препреговых материалов, использующихся в технологиях вакуумного отверждения крупных

конструкций авиационного, морского и энергетического применения. Диапазон продолжительности и температуры полимеризации составляет 16 часов при 65°C и 1 час при температуре 120°C в зависимости от размеров изделия, термических характеристик печи и оснастки [94 и др.]. Далее, использование так называемых технологий впырка на базе процессов RTM, VARTM, RFI вместо препреговой технологии [10–14, 30 и др.], применение обогреваемой оснастки и др. Примером более производительного оборудования может служить новый автоклав фирмы VSC (Anaheim, Calif.), который имеет особую конфигурацию и достаточно большие размеры, позволяющие одновременно полимеризовать до 12 отдельных конструкций.

## 2. Технологичность конструкций из ПКМ в условиях их масштабного применения и серийного производства

### 2.1 Исходные положения.

В машиностроении под технологичностью конструкций понимается совокупность свойств конструкции, определяющих ее приспособленность к достижению минимальных затрат (при заданных требованиях к качеству и объему выпуска) не только в производстве, но и при эксплуатации и ремонте изделия [33, 34, 86, 87].

Другими словами, технологичность — это такое свойство конструкции, которое позволяет изготовить ее как можно быстрее с наименьшими затратами материальных и трудовых ресурсов и в конечном итоге — с малой себестоимостью изготовления. Как известно, конструкция агрегатов и их элементов должна содействовать применению передовых технологических процессов, а также позволять механизировать и автоматизировать процесс изготовления.

Указанные обобщенные формулировки требуют определенной детализации применительно к созданию и производству конструкций из ПКМ [34, 52, 74 и др.].

Процесс создания конструкций из ПКМ включает в себя предварительное изучение условий эксплуатации и методов изготовления, проектирование, изготовление и испытание прототипа, оптимизацию конструкции. В большинстве случаев эффективность применения КМ определяется следующими факторами: снижением массы конструкции; высокой надежностью конструкции (связанной в большинстве случаев с таким важным фактором, как минимизация внутренних напряжений), снижением стоимости конструкции по сравнению с металлическим прототипом: механизацией и автоматизацией



технологических процессов (с соотношением этого фактора как со снижением стоимости конструкции, так и с обеспечением стабильности свойств КМ); наличием действенных мер контроля и их автоматизацией.

Таким образом, как выше отмечено, одним из важных условий работоспособности и надежности конструкций из ПКМ является минимизация внутренних напряжений [19, 21, 23, 25, 26, 41, 97 и др.]. Например этот фактор должен быть учтен и минимизирован при создании крупногабаритных деталей в первую очередь с замкнутыми контурами (оболочках), когда они формируются при высокой температуре и большом давлении в автоклавах на массивных жестких оправках.

Схема проектирования включает этапы определения эксплуатационных нагрузок (механических, тепловых, электромагнитных, химических и т.п.), необходимого срока службы, надежности и производственных факторов (в первую очередь объемом производства), выбора материалов, расчетов геометрии, выбора технологических методов (пултрузия, намотка, укладка, прессование, выклепная сборка интегральных конструкций, узловая или агрегатная сборка и т.п.), расчета микромеханических характеристик деталей из ПКМ (объемной доли волокна, схемы армирования, толщины слоев и т.п.), упругодинамических характеристик деталей (масса, жесткость, демпфирование), конечно-элементного анализа детали, определения соответствия изделия техническому заданию, назначение материала, геометрии и производственного процесса с учетом эксплуатационных, производственных и экономических факторов.

Как известно, в целом для металлических конструкций и конструкций из КМ требуется одинаковый объем проектных работ и после того, как определены основные методы и процессы для некоторого класса элементов конструкций (объем необходимых специальных проработок в первую очередь для несложных конструкций сравнительно мал). Кроме того, по мере накопления опыта уменьшаются потребности и в объеме проведения испытаний слабнонагруженных элементов конструкций из ПКМ.

Структурная оптимизация при отработке конструкций из КМ на технологичность всегда предполагает избирательность вопроса об объеме, режиме и приоритете отработки составных частей изделия, вследствие чего можно выделить четыре категории конструкции.

К первой категории относятся составные части изделий с требованиями особо высокого качества, точности, надежности и безопасности, для которых вероятность отказов, приводящих к крити-

ческим дефектам (катастрофичное разрушение, отказ силовой установки, ненамеренное срабатывание или отказ жизненно важных систем и оборудования), должна быть ничтожно мала. К ним относятся высоконагруженные конструкции. Конструкции этой категории подлежат полной отработке на технологичность на всех уровнях детализации изделий и всех стадиях и этапах разработки конструкторской документации (КД), при чем на трех стадиях (техническое задание, техническое предложение, эскизный проект) могут рассматриваться несколько альтернативных вариантов конструкции прототипа.

Ко второй категории относятся составные части с требованиями высокого качества, точности, надежности и безопасности, отказ которых приводит к значительным дефектам. Это, в основном, средненагруженные конструкции, которые подлежат полной отработке на технологичность на всех уровнях детализации изделия и на большинстве стадий разработки КД (эскизный и технический проекты, разработка рабочей документации). Прототип обычно изготавливается на типовую конструкцию. Для подтверждения работоспособности конструкций второй категории визуального осмотра недостаточно.

Составные части, требующие высокого качества и точности, отказ которых приводит к малозначительным дефектам, относят к третьей категории. Это, в основном, слабнонагруженные конструкции, которые подлежат отработке на технологичность на стадиях рабочего технического проекта и рабочей конструкторской документации. Примером таких конструкций могут служить панели интерьера.

Нагруженные конструкции типа кожухов механизмов принадлежат к четвертой категории.

Первые две категории конструкции относят к силовым. Таким образом, в прикладных задачах инженерного конструирования различают конструкции из ПКМ, работающие под небольшими нагрузками, и силовые конструкции. Для первых в основном используют эмпирические формулы, а для вторых — теретически обоснованные расчетные методы.

## 2.2 Особенности членения композитных агрегатов больших самолетов

Материалы данного подраздела относятся к этапу структурного анализа КТР, т.е. представления некоторого множества технических решений, на основе которых можно было бы вначале произвести структурную, а затем и параметрическую оптимизацию [34,66]. Однако ограниченный объем статьи не позволяет рассмотреть достаточно представительное количество таких КТР.

Ниже изложение ведется на примерах исходного членения крыла [11, 42, 98] и фюзеляжа [95, 99] самолетов Boeing 787, Airbus A350, Airbus A380, A400M на крупные секции и части. Так, композитный кессон крыла военно-транспортного самолета "A 400M" фирмы "GRN Aerospace" состоит из двух секций: переднего и заднего кессонов. Передний кессон разделен на две части длиной 12 м и 7 м, а задний кессон, аналогично разделен на две части длиной 14 м и 5 м [98].

Композитный фюзеляж магистрального пассажирского самолета Boeing 787 включает семь секций: №41, 43, 44, 45/11, 46, 47, 48. Носовая секция №41 имеет длину 7,31 м и диаметр 5,79 м (на уровне передних дверей). Секции центральной части фюзеляжа имеют такие размеры: передняя № 43 — 6,1 м; средняя № 44 — 8,5 м; задняя № 46 — 10,1 м. Длина двух секций хвостовой части фюзеляжа № 47 и № 48 составляет — 11,5 м [99].

Здесь же мы отметим, что на указанных секциях принята технология кругового нанесения углеволокна (круговое размещение волокна на оправке).

Композитный фюзеляж самолета Airbus A350 имеет только три секции между 1 и 4 дверями и их длина соответственно составляет: передней секции — 13 м, средней секции — 18 м и задней секции — 16 м [94]. Каждая секция состоит из четырех панелей. По данным [95] конструкция панельного фюзеляжа менее рискованная и затратная, чем в случае кругового размещения волокон.

Как известно, панели испытывают различные уровни усилий сжатия и растяжения в зависимости от их местонахождения. Поэтому в данном варианте можно достигнуть оптимального решения для каждой зоны самолета.

Другим ключевым преимуществом панельной технологии фюзеляжа является улучшенная ремонтпригодность в случае ударных повреждений фюзеляжа, большинство которых происходит из-за столкновений на земле с автомобилями аэропортовой службы. По данным "Аэробуса" намного легче производить ремонт панели, чем намоточной конструкции.

Вопрос членения серийно изготавливаемых изделий с большим объемом применения ПКМ, например членения фюзеляжа из ПКМ на секции, также во многом зависит от мощности собственной производственной базы, наличия в ней крупногабаритных автоклавов и специализированного станочного оборудования. Анализ показал, что ни одна компания не может осуществить серийное производство большого самолета с преобладающим применением ПКМ самостоятельно. И тогда может возникнуть вопрос об условно "мелком" членении агрегатов, чтобы

иметь возможность использовать (загрузить) множество несобственных производственных баз, учитывая их возможности и прежде всего тот факт, что в последние годы они практически полностью загружены.

Поэтому отправной точкой при членении агрегатов из ПКМ явилось решение следующей основной задачи: организация серийного производства крупногабаритных конструкций из ПКМ за счет использования мощностей многих мировых производственных баз, обеспечивающих изготовление продукции по твердо установленным срокам. При этом учитывались следующие факторы:

1. Предметная и технологическая специализация производственных баз (доминирующие сертифицированные процессы). При этом "Аэробус", например, отмечает [95], что панельная конструкция фюзеляжа облегчает компании достижение ее целей по сдаче в подряд (50% конструкций), чем в случае круговой укладки волокна.

2. Возможность удобной (надежной) и своевременной транспортировки морскими и воздушными путями крупногабаритных конструкций из зарубежных баз к центрам сборки.

3. Ограничительным моментом при членении намоточных конструкциях фюзеляжа с одновременно приформованными стрингерами, является большая материалоемкость и сложность оснастки, а также сложность снятия стрингерной оболочки с оправки.

4. Ограничительные геометрические характеристики оборудования для отверждения конструкций, прежде всего автоклавов, и станочного оборудования для автоматизации работ, прежде всего для процессов выкладки и намотки. В качестве примера здесь можно указать на станок для укладки волокон, разработанный фирмой Ingersol machines Tools. Он предназначен для производства монолитных цилиндрических секций диаметром до 8 м, длиной до 20 м, прежде всего для самолета Boeing 787. Также важно учитывать возможности оборудования для механической обработки. Одним из примеров может служить станок с ПУ для механической обработки 14-метрового углепластикового кессона крыла самолета "A 400M" [97].

Ниже приведено несколько примеров использования в производстве крупногабаритных композитных конструкций самолета Boeing 787 самых больших в мире автоклавов:

1. Фирма "Tarisco Corp." (Лонг Бич, штат Калифорния) ввела в эксплуатацию громадный автоклав 7 м в диаметре и 7 м в длину на "Fuji Heavy Industries Ltd" (Токио, Япония). Этот автоклав используется в производстве структурных конструкций кессона крыла.

2. Фирма "ASC Process Systems" (Силмор, штат Калифорния) ввела в эксплуатацию самый крупный в



мире автоклав диаметром 9,2 м и длиной 23 м. Максимальное давление 10,2 кг/см<sup>2</sup>, максимальная температура 232°C. В этом автоклаве одновременно производится отверждение 47-й и 48-й секций фюзеляжа лайнера Boeing 787.

Таким образом, современная технология, оборудование и оснастка позволяют изготавливать из ПКМ цельными силовые авиационные конструкции длиной до 20 м и диаметром до 8 м.

В тоже время очевидно, что потенциальные возможности ПКМ как авиационных материалов, вообще не имеют ограничений применимости по габаритам конструкций ЛА.

### 2.3. Основные особенности ПКМ

Одним из первых вопросов при отработке изделий на технологичность и проектирования на стадии разработки КД является правильный выбор материалов с учетом особенностей ПКМ [28, 29, 34, 43, 56, 63]. В [34, 95 и др.] показано, что при выборе материалов в порядке последовательности на первом месте должны находиться проблемы эффективности технологии изготовления и длительной работоспособности данной конструкции, на втором — вопросы экологии и повторной переработки материалов, на третьем — уровень некоторых физических характеристик материалов. Важным вопросом является также качество поверхности ПКМ, поэтому необходимо использовать материалы, придающие поверхности защитные свойства и хороший декоративный вид.

Ниже детализированы основные особенности ПКМ, которые необходимо учитывать при их выборе в процессе проектирования конструкций.

1. ПКМ не существует вне конструкций, они создаются одновременно с конструкцией и их свойства определяются особенностями каждого конкретного изделия и технологией его изготовления [28, 29, 34, 35, 66].

2. Как известно, элементы конструкций из традиционных изотропных материалов, даже если они оптимально спроектированы, оказываются предельно напряженными только по отдельным компонентам нагрузки. Так, гладкая металлическая панель, спроектированная на продольно сжимающие усилия, может оказаться недогруженной на сдвигающие усилия. Гладкая металлическая оболочка способна воспринимать продольные, поперечные и сдвигающие усилия, некоторые из которых могут отсутствовать. Как отмечалось, слоистый ПКМ дает возможность подбирать рациональные схемы армирования, параметры элементов и тип конструкции, которые наиболее полно отвечают действующим комбинациям нагрузок для различных случаев норм прочности, обеспечивая при этом существенное снижение массы конструкции по сравнению с традиционными сплавами. Таким образом речь идет о возможности ликвидации так называемой избы-

точности "конструктивной" массы, неизбежных, например, в тонкостенных металлических конструкциях.

3. ПКМ обладают повышенной чувствительностью к концентраторам напряжений в виде отверстий под элементы креплений, пробоин, трещин. Для учета этого в допускаемые напряжения, принимаемые при расчете конструкций из КМ, рекомендуется вводить коэффициент  $S$  конц., который для конструкций без специальных стоперов трещин составляет 0,45–0,75, а со стоперами из высокопрочного стеклопластика — 0,75–0,90 [34].

4. Особенностью полимерных КМ является то, что они при пребывании во влажной среде, особенно при повышенных температурах, впитывают влагу, в результате чего снижается уровень их механических характеристик. Количество поглощений влаги доходит до 1%, что может снизить прочность на 10–15% при растяжении и на 20–30% при сжатии и сдвиге. Снижение допускаемых механических характеристик от влияния влажности, теплосмен и других климатических условий учитывается коэффициентом  $S_{\text{клим}}$ .

5. Проблемным вопросом для конструкций из КМ является недостаточная герметичность тонкостенных обшивок. Это является одной из причин появления влаги в сотовых конструкциях и последующего отслоения обшивок от наполнителя.

В [17] приведено количественное соотношение дефектов, возникших при эксплуатации клееных сотовых конструкций самолетов Ил-76 и Ил-86. Ниже частично приведены данные по результатам контроля 38 самолетов Ил-76. Контролю подлежали верхние и нижние панели крыла, дефлекторы закрылков, основные и хвостовые звенья закрылков, тормозные щитки, спойлеры, триммеры элеронов, рулей направления (РН) и рулей высоты (РВ), сервокомпенсаторы РН, панели пилонов. В итоге, дефекты в виде отслоений обшивок наблюдались в 437 конструкциях, из них в 72 конструкциях была вода.

Таким образом важным вопросом при изготовлении герметичных элементов конструкции, в первую очередь, гермоперегородок и трехлопных конструкций с сотовым наполнителем, выходящих на наружный контур, является обеспечение герметичности тонкостенных обшивок. Этот фактор герметичности необходимо учитывать так же при изготовлении оснастки из ПКМ для вакуум-автоклавного формования. Герметичность конструкций обеспечивается за счет достаточного количества армирующих слоев, применения связующих с низкой пористостью, а также герметизирующих пленок и специальных покрытий [17, 34].

6. ПКМ и конструкции из них обладают, как правило, значительным разбросом механических

характеристик, связанным с повышенным разбросом свойств исходных материалов и, в ряде случаев, технологическим несовершенством изготовления конструкций. Повышенный разброс учитывается дополнительным коэффициентом безопасности  $f_{\text{доп}}$ . Для углепластиковых материалов и изделий из них  $f_{\text{доп}} \sim 1,20 \dots 1,25$ . Дополнительный коэффициент безопасности может быть умножен на основной  $f_{\text{осн}}$ , который, например, для авиационных конструкций составляет 1,5. Расчетный коэффициент безопасности  $f = f_{\text{осн}} f_{\text{доп}} = P_p / P_{\text{э}}$  ( $P_p, P_{\text{э}}$  — расчетные и эксплуатационные нагрузки) может быть введен и как поправка на допускаемые механические характеристики КМ. На модули упругости поправки обычно не делаются, так как разброс их значительно меньше разброса разрушающих напряжений.

С учетом влияния концентраторов напряжений, климатических условий и повышенного разброса механических характеристик допускаемые напряжения для монослоя или многослойного композиционного пакета в целом определяются по формуле

$$f_{\text{расч}}^{\text{доп}} = b_{\text{раз}} \cdot C_{\text{клим}} \cdot C_{\text{конц}} / f_{\text{доп}},$$

где  $b_{\text{раз}}$  — разрушающие напряжения КМ [34].

7. Армирующие наполнители (углеродные, стеклянные, органические и др.) имеют различные коэффициенты термического расширения. В то же время их значение намного меньше термического расширения связующего [28, 34, 56, 85 и др.] Ясно, что и ПКМ на основе указанных волокон: угле-, стекло- и органопластики имеют различные коэффициенты термического расширения, которые в свою очередь, отличаются от аналогичных коэффициентов для металлов. При проектировании конструкций с габаритами более 1 м, фактор термического расширения необходимо учитывать.

Характерным является пример, приведенный в статье [96]. Речь идет о механической обработке этого кессона крыла самолета "А 400М". Необходимость механической обработки 14-метрового кессона создала дополнительную конструкторскую проблему из-за различных коэффициентов теплового расширения между конструкцией из ПКМ и станиной станка, которая сделана из стали. Станина обладает высоким коэффициентом теплового расширения ( $12 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ ), а коэффициент теплового расширения кессона из углепластика близок к нулю. Стандартное решение для обеспечения одинаковой длины кессонов независимо от температуры окружающей среды — эксплуатация станка в закрытом корпусе с кондиционированием воздуха. У "GKN Aerospace" появилась другое решение.

Было разработано программное обеспечение, которое измеряет температуру станины станка, окружающей среды цеха и воздуха, находящегося в непосредственной близости от компонента. Затем оно вычисляет поправку для команд, посылаемых программным обеспечением режущей головке, позволяя станку

достичь точности размеров детали, несмотря на температурные различия. Такое решение дает возможность производить механическую обработку без специального оборудования для кондиционирования воздуха.

8. При выборе ПКМ по механическим характеристикам на первом этапе прежде всего анализируют значение удельной прочности и жесткости при растяжении, сжатии и сдвиге [16, 28, 34, 56, 85 и др.]. Например, органоволокониты (органопластики) обладают высокой прочностью и жесткостью при осевом растяжении, относительно слабым сопротивлением сжимающим нагрузкам при относительно удовлетворительных показателях сдвиговой прочности.

Углепластики обладают высокими характеристиками удельной прочности на растяжение и сжатие и достаточно низкими на сдвиг и смятие. С повышением процентного содержания однонаправленных слоев они более чувствительно реагируют на наличие вырезов и теряют свои прочностные преимущества в области болтовых соединений.

Согласно [16] в настоящее время ПКМ российского производства значительно (в 1,5...2,0 раза) уступает по вышеуказанным характеристикам зарубежным ПКМ. Но даже при этих значениях ПКМ предпочтительнее металлических материалов.

9. Для обеспечения необходимой прочности и жесткости большое значение имеет правильное определение направления действующих нагрузок. Отклонение направления ориентации волокон наполнителя, например, в однонаправленном углепластике, на 5% от направления действия нагрузки снижает механические характеристики на 20% от исходных. Особенно этот фактор следует учитывать при проектировании обшивок двойной кривизны.

10. При проектировании необходимо учитывать возможность появления электрохимической коррозии. В том случае, когда углепластик контактирует с металлом, например, углепластиковая обшивка с алюминиевым сотовым наполнителем, с фитингами, крепежными элементами и др., возникают условия для электрохимической коррозии. Реакционная способность при этом является значительной (разность потенциалов в углеволокнах и алюминиевых сплавах примерно 1В, а плотность коррозионного тока — до 15 мкА/см<sup>2</sup>).

11. С целью повышения живучести конструкции из ПКМ, повышения прочности на межслойный сдвиг и снижения стоимости изготовления, рекомендуется применение тканей и текстильных преформ [34, 51, 90, 101].

Так, в качестве армирующего наполнителя эффективно применение углеткани, особенно с точки зрения обеспечения живучести панели с тонкостенной обшивкой.



Широкое применение за рубежом получили неизвитые многоаксиальные ткани и текстильные преформы [90, 101]. Например, для многоаксиальных стеклотканей характерны следующие структуры: +45/-45; 0/90; -45/90/+45; -45/90/+45; 0/-45/+45; 0/+45/90/-45.

Фирма Vally Ribbon Mills поставяет квазиизотропные (0/90/+45) профили преформ, что повысило стойкость конструкции к повреждениям, улучшило характеристики прочности на отрыв и снизило стоимость изготовления.

12. Перспективными материалами для авиастроения являются термопластичные КМ [8, 14, 22, 32, 50, 93 и др]. Они не нашли еще широкого применения в конструкциях внешнего проектирования и их развитие кажется медленным, но, как показывает практика, оно неизбежно. В противоположность ОбКМ с термоотверждаемой матрицей, производство которых является дорогостоящим и длительным, изготовление деталей из термопластичных КМ во многом похоже на горячую штамповку деталей из металлических листов. В состоянии полуфабриката эти КМ имеют слоистую форму и похожи на металлические листы. Эти листы из TPFL (termooplastiques fibres longs — термопласты с длинными волокнами) деформируются в нагретом состоянии. В [14] отмечается, что на самолете А380 количество деталей из термопластов будет составлять 1500 шт. Среди них детали элеронов, стоек рамы двигателя, гидравлических дисков и мотогондол. Снижение трудоемкости и цикла изготовления термопластичных ОбКМ происходит за счет исключения длительных процессов полимеризации связующего (см. п. 2.4.1).

13. Анализ многих научно-производственных баз ПКМ показал, что наблюдается тенденция улучшения свойств ПКМ и расширение их ассортимента. Это производится в рамках соответствующих программ.

Например, в [29,43] установлено, что используя различные виды углеродных волокон, изменяя их содержание и ориентацию в объеме материала, а также применяя различные тонкослойные разнофункциональные покрытия на основе волокнистых ламинатов, можно в достаточно широком диапазоне регулировать физические свойства, присущие углепластикам, и существенно повышать их эксплуатационные характеристики и надежность (повышение ударостойкости в 3—5 раз, эрозионной стойкости в 10—14 раз, экранирующей способности в 2—4 раза, молниестойкости в 5—20 раз).

Эффективность снижения массы летательных аппаратов и проявление так называемого "каскадного эффекта" зависит от объемов применения полимерных композитов в конструкции планера,

что напрямую связано с присущим им комплексом конструкционных, эксплуатационных и ресурсных свойств. Основные направления работ по повышению физико-механических свойств полимерных композитов и расширению их функциональности предусмотрены "Программой развития гражданской авиационной техники России на период 2002—2010 гг. и на период до 2015 г." При этом впервые поставлена комплексная задача повышения основополагающих свойств полимерных композитов, применительно к деталям и агрегатам, в которых они используются, в сочетании с совершенствованием технологии их изготовления и методов неразрушающего контроля и диагностирования в процессе изготовления и эксплуатации. В число очередных задач по созданию полимерных композитов для авиакосмической техники входит разработка конструкционных углепластиков и органопластиков нового поколения:

- высокомодульного углепластика КМУ 180/200;
- термостойкого углепластика КМУ-400;
- высокопрочных органопластиков на основе новых арамидных волокон Армос, Русар.

Ясно, что аналогичная программа развития композитов и их широкого применения в промышленности Украины должна быть создана в ближайшее время. В силу специфики и уникальности производства ПКМ, в ней должно быть предусмотрено тесное сотрудничество с зарубежными научно-техническими центрами.

Ниже в качестве примера описывается подход фирмы ВАЕ к выбору материалов для слабонагруженных конструкций. При правильном проектировании использование ПКМ в слабонагруженных конструкциях обеспечивает значительное снижение массы и трудоемкости изготовления, которое в какой-то степени компенсирует высокую стоимость материалов. Выбор типа волокон для данного класса конструкций из ПКМ часто затруднителен, так как применение стеклопластика обычно ведет к снижению стоимости изделия, но при этом уменьшается и процент снижения массы по сравнению с арамидо- и углепластиками.

В процессе исследований элементов конструкций установлено, что различие в стоимости в основном невелико, так как из-за более высоких механических характеристик углепластика требуется меньшее количество материала для обшивок или сотового наполнителя. Это в значительной степени компенсирует высокую стоимость углепластика по сравнению со стекло- и арамидо-пластиками (органопластиками). Решающим фактором в выборе материала обычно является масса, так как большое снижение массы по сравнению со стеклопластиком оказывается достаточным для

компенсации небольшого увеличения расходов. Часто бывает трудно сделать выбор между угле- и арамидопластиком по показателям массы и стоимости, однако преимущества использования одного типа материала, а также меньшая трудоемкость операций сверления и резки и лучшие электрические характеристики углепластика определяют его выбор, например, на фирме ВАЕ. Особенно выгодно применять углепластик в виде сополимеризованных панелей с сотовым наполнителем типа "Номекс". В итоге подчеркивается, что проектирование конструкций из ПКМ производится ради весовой эффективности и снижения себестоимости.

В заключение следует отметить, что при проектировании конструкций из ПКМ необходимо обеспечивать требования поточно-групповых методов производства механизированного и автоматизированного изготовления и контроля, снижение трудоемкости и цикла изготовления. При этом следует учитывать, что критерий минимальной массы конструкции имеет такое же значение, как и критерий минимальной стоимости. В тех случаях, когда для двух сравниваемых вариантов конструкции в первом варианте по сравнению со вторым имеет место небольшое снижение массы, а во втором, по сравнению с первым, существенное снижение стоимости, предпочтение должно быть отдано второму варианту. Поэтому одним из показателей технологичности или совершенства КТР является низкий уровень технологической себестоимости операций в серийном производстве или удельной технологической себестоимости, равной отношению технологической себестоимости к массе конструкции.

#### *2.4. Вопросы проектирования и производства конструкций из ПКМ*

##### *2.4.1. Детализация исходных положений и общие рекомендации*

Как известно, наряду с монолитными (интегральными) конструкциями, в ЛА широко применяются и трехслойные конструкции, в которых спроектированные обшивки из ПКМ сочетаются с различными наполнителями [9, 18, 50, 72, 74, 81, 97 и др.]. В качестве наполнителей обычно применяют; металлические алюминиевые соты, полимерные соты типа ПСп, стеклопластиковые соты, гофрированные, трубчатые и другие виды легких наполнителей, каркасы из балок, комбинации выше указанных наполнителей. Сотовые трехслойные конструкции эффективны при невысоких и средних уровнях напряжения. Эффективность сотовых наполнителей также уменьшается с ростом строительной высоты конструкции, их рациональное применение ограничивается высотой 60 мм. Для больших строительных высот предпочтительнее каркас из балок или профилей,

а также разнесенные сотовые панели, для малой строительной высоты — панели с каркасом между ними.

Более детально общие вопросы технологичности трехслойных конструкций рассмотрены ниже в п. 2.4.2 настоящей статьи. Подробно они изложены в специальной литературе, часть из которой указана в списке литературы к данной статье.

Здесь же следует отметить, что в настоящее время ряд компаний, прежде всего Boeing для силовых конструкций внешнего проектирования отдает предпочтение монолитным, а не трехслойным конструкциям. Примером могут служить семь секций фюзеляжа лайнера Boeing 787 (п. 2.2).

Вторым примером ухода от трехслойных конструкций является монолитная конструкция неподвижной передней кромки крыла самолетов А340-500/600 и А380, изготовленная формовкой из листового термопласта. Этот композит состоит из термопластичной смолы PPS и непрерывных стеклянных волокон. В лайнере А380 передняя кромка имеет J-образную форму. Соединение стоек и нервюр внутри профиля в форме J производится сваркой сопротивлением. Таким образом основными операциями при изготовлении указанной конструкции является горячая листовая штамповка и сварка [8].

В тоже время по данным АНТК "Антонов" применение трехслойных конструкций с сотовым наполнителем в агрегатах внешнего контура в ряде случаев оказывается неэффективным [50]. При этом отмечается, что длительный опыт эксплуатации сотовых конструкций триммеров самолетов показал их недостаточную эксплуатационную надежность, связанную с появлением дефектов в виде отслоения обшивок от сот. Эти дефекты различной величины возникают, к примеру, на триммерах элеронов, сервокомпенсаторах, интерцепторах и аналогичных конструкциях на 3, 5, 10 году их эксплуатации. Замена сотового наполнителя на трубчатый обеспечила увеличение срока службы агрегатов.

На величину разброса ресурса конструкций из ПКМ существенное влияние оказывают следующие факторы: степень унификации КТР для всего изделия; степень специализации производства; уровень и объемы использования средств объективного контроля качества изготовления; стабильность применяемых материалов; степень использования прогрессивных технологических процессов. При этом необходимо учитывать, что механизация и автоматизация процессов обеспечивает не только снижение стоимости продукции, но и повышение стабильности свойств, надежности и ресурса изделия. Однако, при низкой серийности производства необходимо применение и даже разработка новых технологических процессов,

позволяющих выпускать малые партии деталей из ПКМ при значительном сокращении времени и трудоемкости производства и его удешевлении. Речь должна идти также о рационализации изготовления конструкций из ПКМ.

Ниже приводится перечень некоторых технологических методов, способствующих снижению себестоимости конструкций из ПКМ: сополимеризация, формование с использованием разности коэффициентов линейного термического расширения (например, углепластика и металла, углепластика и терморасширяющихся резин и др.); пултрузия, автоматизированная выкладка ленточного препрега; намотка, эластичные формовочные мешки многократного использования при высоких температурах, скоростная полимеризация, экономичные формы для изготовления ОбКМ с совпадающим для формируемого материала коэффициентом термического расширения, термообогреваемая оснастка, применение более широких лент, использование тканей, плетение объемных заготовок в виде преформ (цилиндры, конусы, уголки и др.), пропитка-формование под высоким и низким давлением (методы RTM и VARTM), использование сухих прошитых заготовок из ткани (преформ) и пленочного связующего (метод RFI), совершенствование технологического оборудования и др. Использование прошитых заготовок-преформ значительно снижает риск деламации ПКМ под нагрузкой. Предпочтительным вариантом конструкции с точки зрения снижения массы, обеспечения точности, взаимозаменяемости, снижения трудоемкости сборки является интегральная конструкция<sup>1</sup> [4–7, 15, 16, 30, 34–40, 44, 88 и др.]. Поэтому одним из основных направлений является применение в изделии широкой номенклатуры таких конструкций. Речь идет о больших возможностях совершенствования конструкций из ПКМ путем интеграции узлов и деталей с образованием, например, крупногабаритных панелей и оболочек (20 м длины и 8 м диаметром). Ограничением на применение интегральных конструкций (ИК) является чрезмерная сложность, недостаточная производственная и эксплуатационная контролепригодность или невысокие характеристики, получаемые в результате сополимеризации, например, внутренних силовых элементов типа балок.

При обработке изделий из ПКМ на технологичность, речь практически всегда идет об интегрированной отработке при этом в первую очередь с позиций технологии узлов и агрегатной сборки, потому что применением ПКМ позволяет значительно (50%) снизить трудоемкость сборочных работ.

При проектировании необходимо предусматривать рациональное технологическое членение изделия на агрегаты, отсеки, секции, узлы и панели. При этом важными требованиями являются получение минимального количества стыков, стремление к получению максимально возможных по габаритам конструкций, которые в большинстве случаев ограничиваются возможностями применяемого оборудования, рациональный выбор баз, обеспечивающий возможность их использования в качестве технологических.

Конструктивно-технологическое членение ИК следует производить на простые компоненты с возможностью использования механизированных методов изготовления, в первую очередь, намотки, выкладки, пултрузии и последующей простой их выклеечной сборки в единую конструкцию. При этом следует учитывать, что соединяемые компоненты в большинстве не имеют достаточной жесткости и собираются вместе с компонентами поддерживающей их оснастки.

С целью механизированного изготовления ИК, при их конструктивно-технологическом членении выделяют компоненты четырех классов, образующие компоновочные модули для первичной (выклеечной) сборки конструкции:

- в крупногабаритных конструкциях — секции замкнутого контура, представляющие собой тела вращения или детали сложной геометрической формы, например, секции кессона аэродинамической поверхности или внутренние контуры многостеночных балочных конструкций;
- трехслойные панели;
- утолщенные протяженные участки, например, полки балок, а также однонаправленные пояса, которые могут быть изготовлены методом автоматизированной выкладки;
- гладкие обшивки, стенки.

При этом стенки лонжеронов и нервюр целесообразно разгружать от продольных усилий, армируя их под углами  $\pm 45^\circ (V_{\pm 45} \square 0,75...0,85)$  и  $90^\circ (V_{90} \square 0,15...0,25)$  к продольной оси стенки. При этом снижение массы достигает 50%. Большую часть слоев пояса лонжерона (80–90%) следует армировать вдоль, а 10–20% слоев — под углом  $\pm 45^\circ$  к продольной оси пояса. При этом масса пояса существенно снижается.

Вопросы технологичности конструкций, получаемых методами намотки, выкладки и пултрузии рассмотрены в [34, 60] и другой специальной литературе.

Некоторые типы заполнителей, которые широко применяются в интегральных и клеевых конструкциях приведены в таблице к статье "Интегральные конструкции из ПКМ".

<sup>1</sup> См. статью "Интегральные авиаконструкции из ПКМ" в журнале «Технологические системы» № 4, 2007 г.

Общая схема системной обработки ИК на технологичность приведена на рис. 1.

коробления конструкций после склейки. Например, верхняя и нижняя обшивки имеют

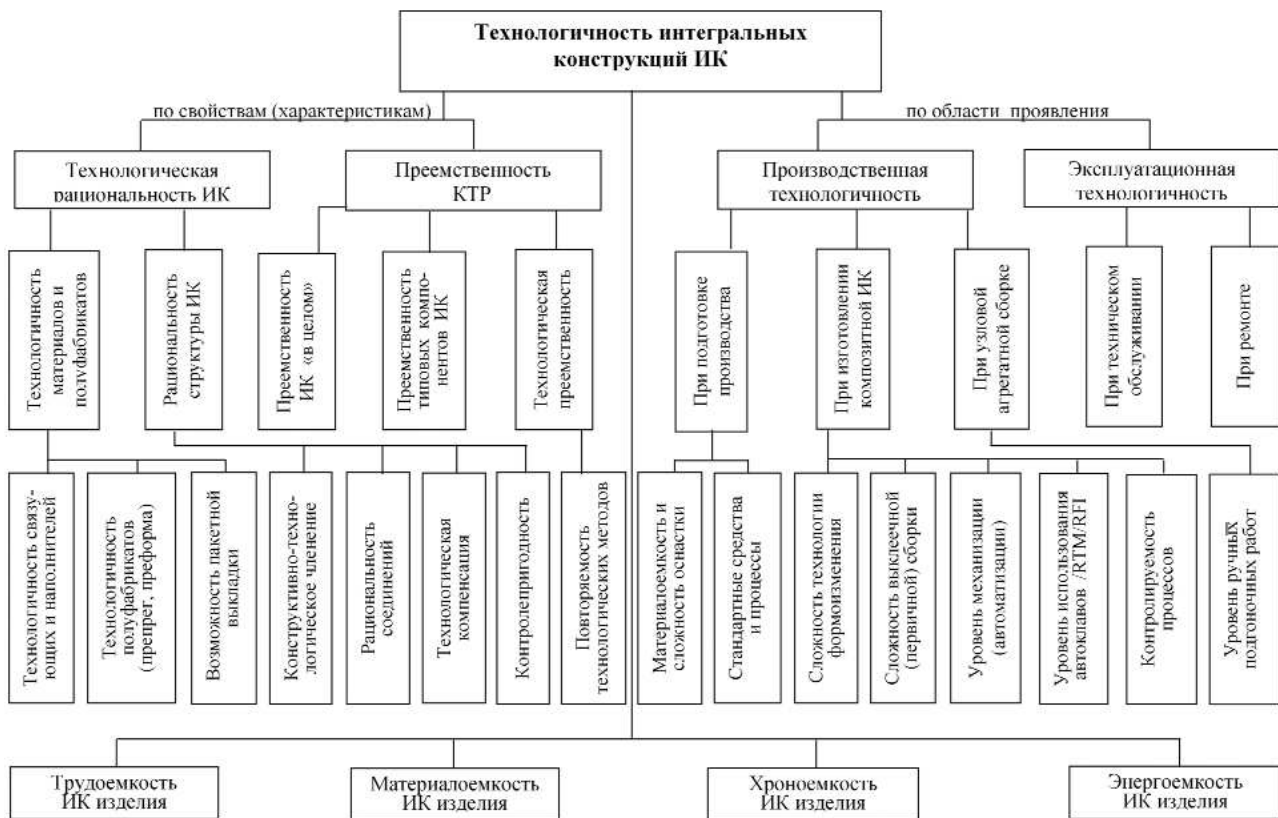


Рис. 1. Общая укрупненная схема системной обработки интегральных конструкций из ПКМ на технологичность

Большое значение имеет вид соединения конструкций из ПКМ. При этом необходимо учитывать, что по весовой и технологической эффективности соединения располагаются в следующем порядке: интегральные, интегрально-клеевые, клеевые, прошивочные и клеепрошивочные, клеемеханические, механические. Последние рекомендуется применять преимущественно для съемных элементов конструкций. Вопросы соединения конструкций из ПКМ рассмотрены в [20, 46, 67] и в статье "Высоконагруженные соединения элементов авиаконструкций из ПКМ".

Для исключения поводок многослойных конструкций из КМ они должны иметь сбалансированную структуру армирующих слоев. Вопросы создания равновесной укладки армирующих слоев в обшивках рассмотрены в [34], исследования коробления пологих оболочек в [22].

Обшивки, идущие на сборку-склейку трехслойных конструкций, например с сотовым наполнителем, должны иметь также сбалансированность между собой относительно поверхности, проходящей через середину высоты наполнителя (зеркальное отражение), с целью исключения

прилегающие слои к сотовому наполнителю с направлением  $0^\circ$ , затем идут слои  $-45^\circ$ ,  $+45^\circ$ , замыкающие наружные слои в обеих обшивках имеют направление  $0^\circ$ .

При проектировании необходимо учитывать окончательное изготовление конструкций из КМ (без подгонки по месту). На сопряженных металлических деталях при необходимости следует предусмотреть припуски для подгонки, в основном в тех случаях, где полимерные наполнители не могут быть применены. При соединении элементов конструкций из ПКМ важным вопросом является технологическая компенсация. В связи с особенностями ПКМ, которые не допускают деформационных способов подгонки, рекомендуется применять полимерный наполнитель холодного отверждения типа ВЗ-27М [80]. Например, при проектировании конструкций, имеющих узлы навески или внутренние крепежные элементы, соединяющие продольный и поперечный набор и т.п., необходимо предусмотреть введение компенсаторов — полимерного компенсирующего наполнителя или прокладок из углепластика [80]. В чертежах на изделие

рекомендуется давать размеры толщин стенок с допустимыми отклонениями, а также минимальные и максимальные толщины полимерного компенсирующего заполнителя.

Для увеличения прочностных или жесткостных характеристик в необходимом направлении или месте (кромка, вырез, зоны установки узлов навески и т.п.) допускается производить местное дополнительное армирование лентами и тканями на основе угле-, стекло- и органоволокон. Все усиливающие слои рекомендуется выносить за пределы регулярного сечения обшивки. Несущая способность изделия с плетеными отверстиями разительно отличается от свойства аналогичного изделия, в котором отверстие просверлено механическим способом и нити, пересекающие отверстие, оказываются перерезанными. Так, согласно [90], несущая способность образцов с оплетенными отверстиями выше, чем у образцов с просверленными отверстиями в 1,8 раза при приложении нагрузки через шпильки (смятие) и в 1,23 раза — при нагружении через законцовки (растяжение).

Важным вопросом при изготовлении герметичных элементов конструкции, например гермоперегородок, трехслойных конструкций с сотовым заполнителем, является герметичность тонкостенных обшивок. Это необходимо учитывать также при изготовлении оснастки из КМ для вакуум-автоклавного формования. Герметичность конструкций обеспечивается за счет достаточного количества армирующих слоев для каждого их вида (тканые ленты, ткани, жгуты и др.), применения связующих с низкой пористостью, применения герметизирующих пленок и специальных покрытий.

При проектировании рекомендуется предусматривать неразрушающий контроль физико-механических характеристик, например, модуля упругости образцов-свидетелей входного контроля и элементов конструкций, что позволяет снизить трудоемкость испытания образцов в несколько раз и исключить из процесса контроля применение тензодатчиков.

#### 2.4.2. Характерные особенности конструкций с заполнителем

Исследования показали, что конструкции с заполнителем имеют преимущества перед другими конструкциями при определенных значениях интенсивности нагружения.

Проектирование конструкций с заполнителем включает в себя:

- выбор силовой схемы агрегата конструкции с заполнителем и метода соединения (с учетом коэффициента напряженности  $q/L$ , где  $q$  — погонная нагрузка,  $L$  — расстояние между опорами (нервюрами, шпангоутами);

- определение оптимальных параметров трехслойной панели;

- разработку рационального варианта заделки панели по контуру и местного усиления для передачи сосредоточенных нагрузок;

- обеспечение надежности и ремонта конструкций с заполнителем и др.

Наиболее распространенными и характерными (типичными) расчетными схемами для конструкций с заполнителем являются пластины, пологие цилиндрические панели, цилиндрические и конические оболочки, клиновидные балки, панели с местными усилениями, панели и оболочки с вырезами, подкрепленные панели и оболочки, кессоны.

По форме в плане наиболее распространены прямоугольные, параллелограммные и трапециевидные панели. Круглые панели применяются редко.

По структуре сечения различаются трехслойные и многослойные конструкции с различными заполнителями.

Существует множество конструктивных решений конструкций с заполнителем, которые применяются в качестве силовых элементов (лонжероны, нервюры, шпангоуты, различные панели), в агрегатах, работающих, как правило, на местную нагрузку (элероны, щитки, рули), а также в качестве несилловых элементов (детали интерьера, крепления оборудования).

Конструкции с заполнителем условно можно разделить на две группы: элементы, которые заполнены заполнителем на всю толщину, и элементы в виде трехслойных панелей и оболочек. Каждая конструкция с различными типами заполнителей имеет свои конструктивные решения, которые в большей степени зависят от конструктивно-силовой схемы элемента, агрегата, от технологического процесса изготовления конструкций с заполнителем и от действующих на них нагрузок. Неточность изготовления отдельных элементов конструкции с заполнителем оказывает влияние на прочность и выносливость таких конструкций.

Поэтому производственные допуски (отклонения) надо учитывать в процессе проектирования и обязательно проводить испытания образцов для точного определения влияния допусков при изготовлении на прочность конструкций с заполнителем.

Трехслойные панели с сотовым заполнителем, как отмечалось в литературе прошлых лет, выгодно применять в крыле с малым удлинением (треугольное крыло), так как оно нагружено сравнительно небольшими погонными усилиями по размаху. Рациональное использование трехслойных панелей в конструкции крыла малого удлинения зависит от силовой схемы. Если

треугольное крыло многонервюрное с редким расположением лонжеронов, оно невыгодно, потому что в этом случае имеют место значительная неравномерность нагрузки по сечению крыла и низкие критические напряжения в панелях из-за того, что панель работает на сжатие не как пластина, а как стержень, имеющий длину, равную расстоянию между нервюрами. Более выгодным является треугольное многолонжеронное крыло с редким расположением нервюр. Для этого случая в поперечном сечении крыла более равномерно распределяются нормальные напряжения и более высокие критические напряжения в панелях (панель работает как пластина) по сравнению с критическими напряжениями в таких же панелях в многонервюрном крыле.

В треугольных крыльях большая часть материала, работающего на изгиб, заключена в обшивке, поэтому жесткость крыла с трехслойной обшивкой на кручение примерно в два раза больше, чем для крыла стрингерной конструкции.

Большое преимущество конструкции с заполнителем имеют по сравнению со стрингерными конструкциями при проектировании предкрылков, закрылков, элеронов, щитков, спойлеров, рулей и др. Они полностью удовлетворяют требованиям прочности, повышают жесткость и акустическую выносливость агрегата и обеспечивают снижение массы агрегата на 30%.

Может оказаться, что из-за конструктивно-технологических или эксплуатационных ограничений не обеспечивается снижение массы, однако увеличение жесткости и выносливости конструкции полностью оправдывает применение трехслойных конструкций с заполнителем.

Существенным этапом проектирования трехслойных конструкций с заполнителем является выбор оптимальных геометрических размеров конструкции. Зная особенности работы отдельных элементов и конструкции в целом, а также методику их расчета, можно спроектировать и рассчитать трехслойные конструкции для любых практически возможных случаев. Выбор параметров трехслойной конструкции, обеспечивающих ее прочность и минимальную массу, требует проведения значительных расчетов.

Рациональное проектирование конструкций с заполнителем может быть достигнуто благодаря накопленному опыту по проектированию, использованию новых теоретических и экспериментальных данных, применению новых конструктивных решений, надежному процессу изготовления конструкций с заполнителем.

При проектировании и изготовлении конструкций с заполнителем одним из основных вопросов является рациональный выбор соединений их элементов. Правильно выбранный тип соединения

определяет конструктивную эффективность и эксплуатационные качества конструкции, ее надежность и долговечность.

Соединение несущих слоев, заполнителя и элементов каркаса трехслойных конструкций в основном осуществляется клеевым или "бесклеевым" методом. В последнем случае в качестве соединительного элемента выступает связующее.

В данной статье этот вопрос ограничен только клеевыми соединениями [2, 3, 9, 17, 72, 81] и не рассматриваются трехслойные конструкции с трубчатым и гофрированным заполнителями.

Широкое применение клееных конструкций в изделиях объясняется рядом их преимуществ по сравнению с другими конструкциями (клепаными, монолитными, сварными):

- клееные конструкции обеспечивают высокую прочность при склейке тонких листов;
- частичное или полное устранение концентраторов напряжений повышает выносливость конструкции;
- в клееных конструкциях усталостные трещины развиваются более медленно;
- гладкая наружная поверхность и отсутствие коробления улучшают аэродинамическое обтекание конструкции;
- упрощение конструкции и уменьшение числа деталей сокращают производственные затраты на проектирование и др.

К недостаткам клееных конструкций следует отнести:

- относительно невысокую прочность на неравномерный отрыв (отдир);
- уменьшение прочности клеевого соединения с течением времени в процессе длительной эксплуатации;
- сложность и длительность технологического процесса;
- отсутствие в ряде случаев надежного неразрушающего метода и средств контроля качества для конструкций сложной формы.

Тем не менее во многих случаях клееная конструкция является наиболее целесообразной. В процессе проектирования клееных конструкций с заполнителем приходится решать сложные вопросы, успех решения которых может быть обеспечен в результате совместных усилий конструкторов и технологов.

При разборке клееных конструкций с заполнителем необходимо учитывать следующие положения:

- несущие слои не должны воспринимать нагрузки на неравномерный отрыв (отдир);
- прочность при равномерном отрыве несущих слоев от заполнителя (сотового, сплошного) должны быть больше прочности на разрыв заполнителя;

- клеевое соединение должно обеспечить достаточную прочность при воздействии внешней среды;
- конструкция и клеевое соединение должны обеспечивать полную герметизацию, а клей не должен быть гигроскопичным;
- клеевое соединение не должно вызывать коррозию соединяемых деталей.

Необходимо стремиться к уменьшению массы клеевого соединения в малонагруженных конструкциях ( $q < 500$  кН/м). Местная волнистость несущих слоев (вмятины, усадка) допускается не более  $0,1\delta_{н.с.}$  при  $\delta_{н.с.} < 0,8$  мм ( $\delta_{н.с.}$  — толщина несущих слоев); зазор между склеиваемыми деталями не должен превышать 0,1 мм в местах повышенной прочности; общий прогиб панели в продольном направлении не должен превышать 0,3% длины полуволны; непрочлей несущих слоев не допускается; в течение всего процесса изготовления клеевых конструкций с наполнителем должен строго осуществляться пооперационный контроль качества — только в этом случае можно гарантировать надежность склеенной конструкции.

В процессе проектирования необходимо определить рациональное распределение материала, обеспечивающее наименьшую массу конструкции при действии заданных нагрузок при большой группе требований и ограничений. Основными среди них являются условия необходимой прочности конструкции, жесткости, надежности, а также различные конструктивные и технологические ограничения для любой конструкции, особенно для конструкции с сотовым наполнителем.

В конструкциях с наполнителем возможно применение тонкого листового материала для несущих слоев ( $\delta_{н.с.} = 0,3 \dots 0,6$  мм) и получение высоких критических напряжений, тогда как в других рациональных конструкциях это практически невозможно [72].

Массовые характеристики являются основными показателями эффективности конструкций. Конструкции с наполнителем при определенных значениях нагрузок, действующих на них, имеют лучшие массовые характеристики, чем стрингерные. При действии погонной сжимающей нагрузки  $q$  на панели разной конструкции увеличивается их относительная масса. В [72] показано, что до уровня погонной нагрузки  $q = 1500$  кН/м конструкции с сотовым наполнителем эффективнее, чем стрингерные.

Применение конструкций с сотовым наполнителем в крыле самолета Ил-76 дало экономию массы более 600 кг [72]. Использование трехслойных панелей (несущие слои из углепластика, сотовый наполнитель из полимерного материала  $\alpha_c = 3,2$  мм и  $\rho_o = 80$  кг/м<sup>3</sup>,  $H = 10,2$  мм) в пассажирском салоне Боинг 757 обеспечило снижение массы на 11%.

Конструкции с наполнителем имеют хорошие теплоизолирующие свойства, при этом для конструкций с сотовым наполнителем теплопроводность существенно зависит от высоты наполнителя [72].

Исследованиями установлено, что при применении конструкции с наполнителем в крыльях, которые подвержены нагреву и в которых надо защищать топливо от нагрева, при числах МАХА  $M = 3 \dots 4$  существенно уменьшается масса теплоизоляции конструкции [72].

Конструкции (панели) с наполнителем, в частности с сотовым, обладают хорошей звукоизолирующей способностью, при этом трехслойная панель как звукоизолирующая преграда обладает существенными преимуществами на низких и высоких частотах.

Результаты исследований показали, что крыло пассажирского самолета клеевой сотовой конструкции имеет на 40% меньше деталей и на 70% меньше крепежа. Полы пассажирского салона, выполненные из конструкций с наполнителем, имеют в 20 раз меньше деталей, чем полы обычной стрингерной конструкции. Обшивка руля высоты самолета Боинг 727, изготовленная из углепластика с сотовым наполнителем из полимерного материала, обеспечила сокращение числа нервюр в 2 раза, а крепежных деталей — на 65%.

Применение в крыле самолета Ил-86 конструкций с сотовым наполнителем позволило освободить объемы в крыле для размещения агрегатов топливной и гидравлической системы и проводки управления.

Эффективность конструкции с наполнителем  $K_3$  оценивается отношением удельной массы панели  $m_n$  к погонной нагрузке  $q$ ;  $K_3 = m_n / q$ . В области малых значений  $q$  величина коэффициента  $K_3$  существенно возрастает. Это результат того, что относительная масса сотового наполнителя и клея в трехслойных клеевых панелях спроектированных для малых нагрузок, составляет значительную часть массы панелей [72]. При оптимальном проектировании массы трехслойных панелей будет изменяться не только в зависимости от действующей нагрузки, но и от расстояния между опорами (нервюрами, шпангоутами).

Жесткость сотового наполнителя существенно влияет на эффективность трехслойной панели при малых значениях напряженности конструкции ( $q/L < 1,0$  МПа). Для больших значений ( $q/L > 3$  МПа) жесткость сотового наполнителя по сравнению с оптимальным значением не существенно влияет на эффективность трехслойной панели [72].

### Выводы

1. Установлено, что преобладающие применение в изделиях АТ современных ПКМ, включая

силовые конструкции (фюзеляж, крыло, киль, шасси) составляет основу твердых рыночных позиций для новых изделий АТ зарубежных фирм (лайнеры Boeing 787, A350, A380, дальний административный самолет VIP-класса Falcon-7X и др.), а также основу эффективной рекламы главных достоинств новых изделий.

2. Показано, что методологической и организационной базой успеха в применении больших объемов ПКМ является системный централизованный подход и четкая плодотворная работа команд во главе с ЛПР в рамках программ, включающих совместные работы с научно-исследовательскими организациями.

3. Отмечено, что применение ПКМ в серийно изготавливаемых изделиях АТ оправдано в тех случаях, когда, во-первых, имеются точно сформулированные утверждения и доказательные материалы об их эффективности, включая высокую технологичность, приемлемые трудозатраты и весовое совершенство ОбКМ, и, во-вторых, наличие такого технологического процесса, который устойчив в производстве и полностью ясен тому, кому поручено изготовление ОбКМ.

4. Кратко изложены основные конструктивно-технологические и производственные принципы при серийном производстве ОбКМ.

5. Рассмотрены вопросы технологичности ОбКМ в условиях их масштабного применения и серийного производства. Приведена общая схема системной обработки интегральных конструкций на технологичность, отмечен ряд особенностей изготовления и применения трехслойных конструкций.

6. Обоснована необходимость проведения исследований по применению в отечественном авиапроме новых и усовершенствованных технологий (RTM, VARTM, RFI и др.), новых материалов (прежде всего термопластичных КМ) и полуфабрикатов (например, прошитых преформ, бинарных препрегов и др.).

7. В заключение статьи необходимо отметить, что рядом западных фирм налажен периодический выпуск пособий-справочников по проектированию изделий из ПКМ и по оценке их стоимости. Успех применения ПКМ связан с разработкой инструкций по конструированию с учетом требований технологичности. Упомянутые материалы должны содержать правила конструирования, каталоги по выбору технологических решений при конструировании и методику количественной оценки технологичности изделий.

### Литература

1. *Автоматизированное производство из композиционных материалов* (Под ред. В.С. Балакирева). — М.: Химия, 1990. — 236 с.

2. *Аниховская Л.И., Петрова А.П.* Склеивание в авиастроении // Клеи. Герметики. Технологии. — 2005, №10. — С. 3—9.

3. *Аниховская Л.И.* Клеи и материалы на их основе для ремонта конструкций авиационной техники // Клеи. Герметики. Технологии. — 2006, № 2. — С. 21—23.

4. *Балабуев П.В.* Опыт применения композиционных материалов в транспортной авиации // Авиационная промышленность. — 1986. — № 9. — С. 9—13.

5. *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.

6. *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.

7. *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.

8. *Бейдер Э.Я., Перов Б.В.* Композиционные материалы на основе термопластичной матрицы // Прилож. к Авиац. Промышленности. — 1990. — № 1. — С. 8—15.

9. *Берсудский В.Е., Крысин В.Н., Лесных С.И.* Технология изготовления сотовых авиационных конструкций. — М.: Машиностроение, 1975. — 296 с.

10. *Боклер Н.* Мозаика технологий и процессов // Air & Cosmos 28.01.2002. — № 1849. — С. 40—44.

11. *Боклер Н.* Инновационные технологии для крыла // Air & Cosmos 15.05.2002. — № 1890. — С. 14—15.

12. *Боклер Н.* Преимущества углепластика и скоростных технологических методов // Air & Cosmos 10.06.2005. — № 1987. — С. 130—135.

13. *Боклер Н.* Компания Airbus на острие внедрения композитов // Air & Cosmos 23.03.2001. — № 1788. — С. 22—24.

14. *Боклер Н.* Термопластики в Сент-Назере // Air & Cosmos 11.10.2002. — № 1860. — С. 18—19.

15. *Братухин А.Г.* Композиционные материалы в гражданской авиационной технике // Авиационная промышленность, 1995, № 9—10. — С. 39—46.

16. *Бушнев 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.

17. *Вилени В.С., Дементьева Л.А.* Применение клеев при ремонте сотовых конструкций // Клеи. Герметики. Технологии. — 2006, № 2. — С. 24—26.

18. *Волков В.С. и др.* Стеклопластиковые соты для авиационных трехслойных конструкций силового назначения. В сб. "Композиционные



материалы в промышленности".// Материалы 24 международной конференции. 31 мая — 4 июня 2004 г., Ялта. — С. 124—125.

19. *Воробей В.В., Морозов Е.В., Татарников О.В.* Расчет термонапряженных конструкций из композиционных материалов. — М.: Машиностроение, 1992. — 235 с.

20. *Воробей В.В., Сироткин О.С.* Соединение конструкций из композиционных материалов. — М.: Машиностроение, Ленинград. отд., 1985. — 168 с.

21. *Воронцов А.Н.* Технологические дефекты и прочность изделий из композиционных материалов с вырезами // Технол. пр-ва деталей из композиц. матер. Тез. докл. науч.-техн. конф., Киев, апр. 1991. — М., 1991. — С. 31—32.

22. *Гамова В.Г.* Изготовление деталей из термопластичных композиционных материалов за рубежом // Авиационная технология, 1990. — № 11(14). — С. 81—95.

23. *Гайдачук В.Е., Карпов Я.С., Рукавишников А.И.* Исследование остаточных технологических напряжений в плоских пластинах из композиционных материалов // Вопросы проектирования самолетных конструкций. — Харьков: ХАИ, 1983, вып. 4. — С. 127—132.

24. *Гайдачук В.Е., Кобрин В.Н., Гречка В.Д.* Конструктивно-технологические принципы производства деталей летательных аппаратов из композиционных материалов. — Харьков: ХАИ, 1986, — 93 с.

25. *Гайдачук В.Е., Клопота А.В.* Коробление пологих оболочек из композиционных материалов под действием факторов технологического процесса изготовления // Высокоскоростная обработка металлов давлением. — Харьков: ХАИ, 1976, вып. 6. — С. 133—141.

26. *Гайдачук В.Е., Россоха А.А.* Метод выбора оптимального сочетания коэффициента безопасности, материала и технологии изготовления элементов авиаконструкций // Прочность конструкций летательных аппаратов. — Харьков: ХАИ, вып. 2. — С. 147—152.

27. *Гиммельфарб Ф.А., Шварцман С.Л.* Современные методы контроля композиционных материалов. — М., 1979. — 248 с.

28. *Гуняев Г.М.* Структура и свойства полимерных волокнистых композитов. — М.: Химия, 1981. — 230 с.

29. *Гуняев Г.М., Железина Г.Ф. и др.* Полимерные композиционные материалы в конструкциях летательных аппаратов. В сб.: "Композиционные материалы в промышленности" Материалы 24 международной конференции. 31 мая — 14 июня 2004 г., Ялта.

30. *Грюндер М.* Технологическая революция в самолетостроении. Будущее принадлежит фюзеляжу черного цвета.//Air & Cosmos, 2002. — № 1837. — С. 26—28.

31. *Дибир А.Г., Ефимец П.А. и др.* Проектирование и изготовление элементов механизации крыла из композиционных материалов // Авиационная промышленность, 1990. — № 7. — С. 79.

32. *Дмитренко В.П., Головкин Г.С.* Композиционные материалы с матрицами из термопластичных волокон // Пласт. Массы, 1990. — № 12. — С. 3—6.

33. *Жасимов М.М.* Технологичность процессов // Изв. Вузov машиностр., 1988. — № 2. — С. 138—143.

34. *Забашта В.Ф., Кривов Г.А., Бондарь А.Г.* Полимерные композиционные материалы конструкционного назначения. — К.: Техника, 1993. — 159 с.

35. *Забашта В.Ф.* Техническая подготовка производства конструкций из композиционных материалов. — К.: Техника, 1993. — 148 с.

36. *Забашта В.Ф.* Об интегральных сборочных конструкциях из композиционных материалов // Авиационная промышленность, 1995. — № 3—4. — С. 23—28.

37. *Забашта В.Ф.* База данных в области производства объектов из композиционных материалов // Авиационная промышленность, 1992. — № 2. — С. 55—59.

38. *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.

39. *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.

40. *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: Об-во "Знание", 1993. — С. 37.

41. *Иванов В.И.* Обеспечение надежности волокнистых КМ технологическими методами // Обеспеч. надеж. ресурса конструкций ЛА технол. методами / Моск. Авиаци. Ин-т. — М., 1991. — С. 7—73.

42. *Информация* Internet изданий.

43. *Каблов Е.Н., Кривонос В.В.* Полимерные композиционные материалы для авиационной техники XXI века: создание, исследование, применение. В сб. "Композиционные материалы в промышленности" Материалы 25 международной конференции. 30 мая — 3 июня 2005 г., Ялта. — С. 323—325.

44. *Казуров А.Н., Цариковский В.И., Горобец П.И.* Разработка кия и стабилизатора самолета из КМ // Тез. докл. конф. по конструированию и производству изделий из полимерных и металлических композиционных материалов. — Евпатория—Киев: Об-во "Знание", 1993. — С. 78.
45. *Калинчев В.А., Макаров М.С.* Намотанные стеклопластики. — К.: Химия, 1986. — 268 с.
46. *Карпов Я.С.* Принципы конструирования соединений высоконагруженных деталей летательных аппаратов из композиционных материалов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. — Харьков: ХАИ, 1987. — С. 12—20.
47. *Карпов Я.С.* Проблемы и перспективы применения армированных композиционных материалов. В сб. "Композиционные материалы в промышленности" Материалы 24 международной конференции. 31 мая — 4 июня 2004 г., Ялта. — С. 146—148.
48. *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.
49. *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.
50. *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.
51. *Киркина Л.Ф. и др.* Композиционные полимерные материалы на основе тканых углеродных наполнителей и их гибридных модификаций. В сб.: "Композиционные материалы в промышленности". Материалы 27 международной конференции. 28 мая — 1 июня 2007 г., Ялта. — С. 410.
52. *Киселев В.П., Забашта В.Ф.* Влияние технологических факторов на эффективность применения конструкций из композиционных материалов // Авиационная технология, 1989. — № 6(9). — С. 48—51.
53. *Композиционные материалы. Т.3* Применение композиционных материалов в технике / Под ред. Б. Нотона. — М.: Машиностроение, 1975. — 510 с.
54. *Композиционные материалы Т.7.* Анализ и проектирование конструкций / Под ред. К. Чамиса. — Машиностроение, 1978. — 344 с.
55. *Композиционные материалы Т.8. ч. 2.* Анализ и проектирование конструкций / Под ред. К. Чамиса. — Машиностроение, 1978. — 268 с.
56. *Композиционные материалы.* Справочник / Под ред. В.В. Васильева и Ю.М. Тарнопольского / — М.: Машиностроение, 1990. — 516 с.
57. *Композиционные материалы на основе базальтовых волокон* / Под ред. В.П.Сергеева/. — К.: АН Украины, 1989. — 165 с.
58. *Кривов Г.А., Гуревич В.Н.* Композиционные материалы: тенденции и перспективы развития. — К.: УкрНИИТИ, Сер. технология и оборудование для обработки неметаллических материалов, 1988. — вып.1. — 14 с.
59. *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.
60. *Крысин В.Н., Крысин М.В.* Технологические процессы формования, намотки и склеивания конструкций. — М.: Машиностроение, 1989. — 234 с.
61. *Кувшинов Н.П. и др.* Вопросы повышения надежности деталей и конструкций из полимерных композиционных материалов. В сб.: "Композиционные материалы в промышленности". Материалы 25 международной конференции. 30 мая — 3 июня 2005 г., Ялта. — С. 82—84.
62. *Кудина Е.Ф.* Особенности получения многослойных композиционных материалов. В сб.: "Композиционные материалы в промышленности". Материалы 24 международной конференции. 31 мая — 4 июня 2004 г., Ялта. — С. 152—154.
63. *Кутынов В.Ф., Андриенко В.М., Крашakov Ю.Ф.* Снижение массы ЛА при использовании углепластиков // Авиационная промышленность, 1987. — № 3. — С. 44—47.
64. *Лепикаш Е.Р. и др.* Крупногабаритная композитная оснастка для формования полимерных конструкций радиотехнического назначения. В сб.: "Композиционные материалы в промышленности". Материалы 26 международной конференции. 29 мая — 2 июня 2006 г., Ялта. — С. 319—320.
65. *Лютцау В.Г., Махутов Н.А., Полилов А.Н.* Проблемы и перспективы применения композиционных материалов в машиностроении. // Машиноведение, 1988. — № 2. — С. 3—11.
66. *Макеев В.П., Еришов Н.И.* Принципы и конструирование изделий из композиционных материалов. В кн.: Композиционные материалы. — М.: Наука, 1981. — С. 46—50.
67. *Матвиенко В.А.* Некоторые особенности технологии выполнения клепаных и клееклепаных соединений полимерных композиционных материалов // Авиационная промышленность, 1991. — №12. — С. 3—5.
68. *Молодцов Г.А.* Напряженные элементы конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов. — М.: Машиностроение, 1993. — 224 с.
69. *Мухин Н.В., Хмельницкий А.К.* Композитные конструкции для ракетно-космической технике 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.

70. *Натрусов В.И.* Высокопрочные композиционные материалы на основе бинарных препрегов. В сб.: "Композиционные материалы в промышленности". Материалы 24 международной конференции. 31 мая — 4 июня 2004 г., Ялта. — С. 190—191.

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

Оснастка фирмы Boeing // High Performame Composites, 2006. — № 4, том 14. — С. 38—41.

72. *Панин В.Ф., Гладков Ю.А.* Конструкции с наполнителем. Справочник. — М.: Машиностроение, 1991. — 271 с.

73. *Пейчев В.И., Николаевский С.В., Вигант Ю.В.* ЗМКБ "Прогресс": Композиты в авиадвигателях семейства Д-36// Технологические системы, 1999. — № 1. — С. 58—72.

74. *Пичик А.М., Обухова Н.С. и др.* Результаты технологической отработки крупногабаритных конструкций из полимерных композиционных материалов.// Авиационная промышленность, 1986. — № 11. — С. 8—9.

75. *Потапов А.И.* Контроль качества и прогнозирование надежности конструкций из композиционных материалов. — М.: Машиностроение, 1980. — 261 с.

76. *Протасов В.Д.* Особенности проектирования и создания изделий из композиционных материалов // Ж.ВЕСЕС. ХИМ. О-ва им. Д. И. Менделеева, 1978. — Т.23. — № 3. — С. 289—292.

77. *Пути* повышения надежности крупногабаритных конструкций из КМ методами динамического моделирования (М.В. Алексанова, А.П. Станкевич и др.) // Обесп. надеж. и ресурса конструкций ЛА технол. Методами. — М.: МАИ, 1991. — С. 81—85.

78. *Раков Д.Л., Торбек Х.Ю.* Разработка метода системного поиска новых решений летательных аппаратов. Труды международной конференции, Москва, 27—30 августа 2003. — М.: Знание, 2004. — С. 731—741.

79. *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.

80. *Сборка* деталей из композиционных материалов с применением полимерных компенсирующих наполнителей (Б.В. Крицкий, В.Ю. Васильев и др. // Тез. докл. научн.-техн. конф. "Технол. пр-ва деталей из КМ". — М., 1991. — С. 78.

81. *Сливинский В.И. и др.* Эффективность со-товых конструкций различного назначения. В сб.: "Композиционные материалы в промышленности" Материалы 27 международной конференции. 28 мая — 1 июня 2007, Ялта. — С. 437—438.

82. *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.

83. *Смердов А.А., Цвелев В.М.* Комплексная отработка размерностабильных композитных конструкций космической техники. В сб.: "Композиционные материалы в промышленности" Материалы 27 международной конференции. 28 мая — 1 июня 2007г., Ялта. — С. 433—434.

84. *Современные* технологии обработки и сборки изделий машиностроения / Кривов Г.А., Сухов В.В., Забашта В.Ф. и др./ — К.: Техника, 1993. —140 с.

85. *Справочники* по композиционным материалам. Книги 1 и 2 / Под ред. Дж. Любина. — М.: Машиностроение, 1988.

86. *Технологичность* конструкций изделия. Справочник. — М.: Машиностроение, 1990. — 767 с.

87. *Технологичность* деталей. ОСТ 1.420-96-81.

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

89. *Тимофеев С.И.* Об оптимальном проектировании трехслойных оболочек. В кн.: Механика анизотропных конструкций. — М.: ВИМИ, 1979. — С. 40—44.

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

91. *Хмельницкий А.К. и др.* Конструктивные и технологические особенности создания крупногабаритных обечаек головных обтекателей ракетносителей. В сб.: "Композиционные материалы в промышленности" Материалы 24 международной конференции. 31 мая — 4 июня 2004 г., Ялта. — С. 222—223.

92. *Хмельницкий А.К. и др.* Применение новых материалов при изготовлении панелей современных систем обеспечения терморегулирования космических аппаратов. В сб.: "Композиционные материалы в промышленности" Материалы 24 международной конференции. 31 мая — 4 июня 2004 г., Ялта. — С. 221—222.

93. *Щербаков В.Т., Рыбкина Е.Г.* Конструкция и технология изготовления изделий из термопластичных композиционных материалов // Технол. Сер. конструкции из композицион. матер. — М., 1992. — №1. — С. 14—18.

94. *Autoclave* quality outside the autoclave? // High-Performance Composites. — March 2006. — P. 44–49.

95. *Bulding* a technology edge over the 787. The Right Materials in the right place // Interavia, 2006. № 686.

96. *Candi M.V., Thompson B. S.* Manufacturing — process — driven design methodologies for components fabricated in composite materials // Mater and Des., 1990. — 11, № 5. — P. 235–242.

97. *Gellhorn E.* Structures en sandwich: Le succes depend du procede — Conformite aux exigences. // Composites (France), 1992. — 32, № 3 — С. 54–61.

98. *Griffiths B.* Composite wing spars carry the Western world's biggest turboprop engines // High — Performance Composites., July 2006, 60–62.

99. *Norris G.* Major 787 Subsections take shape // Flight International, 13–19 March, 2007, 12.

100. *Yartley P.* Neue technische Werkstoffe fur die Industrie: Verbundmaterialien im Vormarsch // Schweiz. Maschinenmarkt, 1988. — 88, № 15. — С. 78–79, 81.

101. *Wang Y.* Механические свойства композиционных материалов из армированных простроченных многоосиальных тканей при ручной выкладке. Нидерланды. Изд-во Kluwer Academic Publisheis, 2002.

102. *Zabashta V.F.* The forming of products from composite Materials. Composite materials, Technologies and automation of products manufacturing. — Moskow, 1997. — P. 461–472.