

О ФУНДАМЕНТАЛЬНОМ СВОЙСТВЕ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В КОНТЕКСТЕ СОЗДАНИЯ И ПРОИЗВОДСТВА ЭФФЕКТИВНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Приведена общая характеристика, особенности, структура и эффективность фундаментальных свойств полимерных композиционных материалов (ПКМ) в контексте интегральных конструкций и связей с факторами ПКМ-стратегии организации.

Ключевые слова: композиты; фундаментальное свойство¹; препрег; процесс; конструкция; стратегия; формализация.

Введение

В истории практики авиастроения 2015 год датирует сорокапятилетний период (начало – 1970 год) эпохи применения корпорациями и фирмами, включая ГП «Антонов», новых высокоэффективных конструкционных слоистой структуры ПКМ [1 и др.].

Это стало возможным благодаря разработке новых технологических процессов (ТП), средств их механизации и автоматизации с учетом высокой специфики ПКМ [1, 2].

Успешное эволюционное развитие указанного направления, когда накопленный опыт подтвердил высокие функциональные качества композитных конструкций, а также прогнозируемое возрастание их эффективности в будущем [1-5], показывает не только целесообразность увеличения объемов применения ПКМ, но и существенного их использования в ответственных силовых агрегатах планера. В последнем случае речь идет о задействовании материалов и технологий новых поколений.

При этом на этапе активного внедрения ПКМ, взаимосвязь между авиаконструкцией (АК) и технологией ее изготовления, которая ранее имела свои установившиеся каноны при использовании металлических сплавов, получила совершенно новое содержание и самостоятельное развитие.

Наиболее полно своеобразие ПКМ нашло свое отражение в фундаментальном конструктивно-технологическом свойстве, которое содержательно и структурно представлено в настоящей статье. Здесь отмечены его принципиальные отличия и главные преимущества при проектировании и изготовле-

нии, прежде всего монолитных интегральных конструкций (ИК), являющиеся, как известно многокомпонентными образованиями. Для придания большей ясности и конкретизации, рассматриваемый вопрос дополнен формализованным (символьным) представлением смыслового содержания текста.

1. Общая характеристика и особенности фундаментального конструктивно-технологического свойства ПКМ

Как уже отмечалось [1 и др.], на начальных этапах создания композитных АК, последние обычно проектировались с учетом прошлого опыта создания металлических агрегатов и с копированием силовых схем, характерных для металлических изделий, включая при этом, как следствие, большое количество механических соединений входящих деталей. Отсутствие разработанных принципиально новых технологических способов и конструкторских решений с использованием всех возможностей ПКМ с потенциально присущими им конструктивно-технологическими свойствами и преимуществами, сдерживало их внедрение в крупногабаритных силовых конструкциях.

В первую очередь, здесь речь идет о несущих поверхностях самолета, к которым относятся крылья, оперение, рули высоты и др. При этом несущие поверхности являются сильно нагруженными и сложными по конструктивно-технологической реализации агрегатами, на долю которых приходится основная часть массы (до 60%) и аэродинамического сопротивления планера самолета.

¹ Фундаментальное свойство задает ту характеристику объекта, без которой он перестает быть «этим» объектом.



Поэтому для повышения адаптируемости применяемого материала к требованиям конструкции, увеличения их ресурса, повышение прочности и жесткости, снижение их массы и др., были использованы ПКМ. На этапах становления и начале развернутого их применения (1970–1995 гг.) это были материалы и технологии первых поколений [1, 8-15].

Но далее, (1995–2015 гг.) на этапах развернутого применения ПКМ, возникает потребность в улучшении их свойств, в дальнейшем усовершенствовании уже опробованных концепций применения композитов в авиационной технике (АТ) и технологий их изготовления [2-5, 19-20, 22].

Это относится как к повышению физико-механических характеристик ПКМ, улучшению их технологических свойств, так и базированию в конструктивно-технологических решениях (КТР) на широком использовании специфики ПКМ и их потенциальных возможностей. Последняя, в первую очередь, касается ключевой первостепенной пары совмещенных объектов «композит-конструкция», поскольку специфика в совмещенном претворении на практике имеет важное значение, прежде всего, при выработке и выборе наиболее эффективных КТР в многокомпонентных ИК и т.п. Здесь вопрос заключается в том, каким образом в ТП произведена эта пара, в т.ч. каким образом вступают в ТП компоненты ПКМ-армирующий волоконный наполнитель (АВН) и связующие (СВ) совмещенно или порознь, а также каковы технологические характеристики используемых СВ (температура и время гелеобразования, температура и давление при отверждении, исходные реологические характеристики и динамика их изменений в процессе переработки и др.).

В настоящее время распространены два основных принципиально различных варианта технологической реализации приведенных посылок, а именно:

- совместное одновременное включение АВН и СВ в процесс совместного изготовления ПКМ и элементов конструкции (ЭК);

- обособленно последовательное включение АВН и СВ по стадиям ТП, при этом вначале АВН, а затем и СВ.

Первый вариант связан с наиболее распространенными в авиационной промышленности технологиями и среди них – препрегово-автоклавно-технологиями, имеющих более чем 45-летнюю историю применения. В этом случае в полуфабрикатах композитов (ПФ_{км})-препреге, АВН и СВ одновременно проходят по всей цепочке процесса изготовления композитных объектов [1,2,5-15].

Второй вариант касается трансферных или инъекционных технологий [2, 5, 15-17, 20]. Здесь используется сухой полуфабрикат армирующего наполнителя (ПФ_{ан})-преформа², которая в ходе ТП пропитывается связующим по схеме, учитывающей габариты и конфигурацию изделия. Подробнее об этом варианте говорится ниже.

Третий, наименее распространенный вариант, связан с комбинацией первых двух [17]. Указанное технологическое позиционирование исходных компонентов композита в процессе его изготовления, логично представить как фактор технологической наследственности (обусловленности) в производстве композитообъектов АТ и говорить (различая терминологически) соответственно о препрегово-композитных и преформово-композитных конструкциях в виде однокомпонентных (несоставных, одиновых) и компонентно-составных, сформованных в монолитноцелое композитных объектах.

Наиболее полно специфика пары объектов «композит-конструкция» проявляется (реализуется) в так называемом авторами фундаментальном конструктивно-технологическом свойстве ПКМ или сокращенно – фундаментальном свойстве композитов (ФСК), которому дано следующее определение.

Концептуально ФСК-свойство заключается в том, что каждая пара объектов «композит-конструкция» между собой неразрывно связаны, образуясь одновременно, сопряженно и конструктивно целенаправленно с такими двумя наиболее характерными и определяющими стадиями ТП: однопроцессное³ формообразование сырого слоистого изделия-заготовки со стратификацией по двум объектно-ориентированным целям (ПКМ, ЭК) и его последующие однопроцессное термосиловое формование в общей для обеих стадий ТП технологической оснастке.

ФСК-свойство имеет широкий спектр практического осуществления (реализации) при изготовлении различного типа элементов конструкций ЭК, $i = 0, 1, 2, 3, 4$, где ЭК₀ – относится к самым простым деталям. Но наиболее эффективность ФСК-свойства проявляется в создании композитных интегральных конструкций [1,2, 6-15]. Именно ФСК-свойство, которое поддерживает высокий уровень адаптационной связи, лежит в основе принципа интегральности при создании конструкций из ПКМ. В табл.1 ИК представлены по 4 уровням сложности (габариты, сложность конфигурации и структуры), при этом ИК первых трех уровней в указанном 45-летнем периоде использования ПКМ в АТ, нашли широкое применение в самолетах ГП «Антонова». В табл. 2 приведены типовые

² Заранее сформированный пакет наполнителя.

³ По сравнению с двухпроцессной схемой, когда вначале получают монолитный материал (в виде листов профилей и др.), а затем из него изготавливают детали.

Таблица 1

Классификационная схема ИК

| Уровни сложности ИК | Предметная область ИК | | | | | | |
|---------------------|-------------------------|--|---------|-------------------------------------|-------------------------|---|--------------------------|
| | Общий класс | | Класс | | Подкласс | | |
| | № | Название | № | Название | № | Название | |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | |
| I | 0 | Заполнители | 0.1 | Полимерсотопласты | 0.1.1 | Органосоты | |
| | | | | | 0.1.2 | Стеклосоты | |
| | | | | | 0.1.3 | Углесоты | |
| | 1 | Полтрудоуемые профильные изделия | 1.1 | 1.2 | Стержни | | |
| | | | | | Прутки | | |
| | 2 | Обшивки | 2.0 | 2.1 | Гладкие | 2.0.1 | Из однородных материалов |
| | | | | | | 2.0.2 | Из гибридных материалов |
| | | | 2.1 | С усилениями локального характера | 2.1.1 | Местное усиление | |
| | | | | | 2.1.2 | 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 | 4.2 | Сплошные | | |
| | | | | | Коробчатые (пустотелые) | | |
| 5,a | Оболочки малогабаритные | 5.0 | Гладкие | | | | |
| III | 5,6 | Крупногабаритные оболочки замкнутого контура | 5.3 | Со стрингерными подкреплениями | | | |
| | | | | | 5.4 | С продольно-поперечным усилением | |
| | | | 5.5 | С трехслойной конструкцией оболочки | 5.5.1 | С сотовым наполнителем | |
| | 5.5.2 | С ребристым наполнителем | | | | | |
| | 6 | а) Каркасы подвижных агрегатов клиновидной в разрезе формы | 6.1 | Многонервюрные | 6.1.1 | Адгезивное присоединение полок нервюр к обшивкам | |
| | | | | | 6.1.2 | Комбинированное присоединение полок нервюр к обшивкам | |
| | | б) Каркасы агрегатов кессоного типа | 6.2 | 6.3 | Многонервюрные | | |
| | | | | | | Многолонжеронные | |
| | 6.4 | Комбинированной конструкции | | | | | |



| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
|----|---|---------------------|-----|-----------------------------------|---|---|
| IV | 7 | Интегральные модули | 7.1 | Агрегаты кессоного типа | | |
| | | | 7.2 | Состояние из нескольких агрегатов | | |

Таблица 2

Типовые заполнители интегральных конструкций

| Заполнитель | Несущая способность, технологические характеристики | Рекомендуемое применение | Уровень механизации изготовления, % |
|--|---|---|-------------------------------------|
| Сотовый металлический | Высокая устойчивость и жесткость при продольном сжатии, повышенные характеристики по усталостной прочности | Трехслойные конструкции с повышенными требованиями к из прочности | 40 |
| Сотовый полимерный | | Рулевые поверхности, панели, створки | 40 |
| Ребристый трубчатый [1] (оправки: трубки ПВХ или резиновый профиль) | Максимальная длина 3–4 м. Пониженная изгибная жесткость в поперечном направлении (до 60% от продольной); дополнительная операция по механической разделке торцов и установке (оклейки) окантовок после формовки панели; большая трудоемкость ручного удаления оправок | Интегральные плоские или с однонаправленной кривизной вдоль трубчатого заполнителя панели. Оболочки с трехслойной обшивкой | 40 |
| Ребристый трубчатый усовершенствованный [19, 20] (Металлические оправки) | Длина 10–15 м, повышенная несущая способность и качество. Простое удаление длиномерных оправок | Интегральные плоские или с однонаправленной кривизной вдоль трубчатого заполнителя панели. Крупногабаритные оболочки с трехслойной обшивкой | 60 |
| Ребристый гофрированный Гофрированный с листовым покрытием | Повышенная изгибная жесткость в продольном направлении; возможна укладка заполнителя на одинарной кривизне; легкоудаляемость оправок | Панели плоские, обтекатели, воздухозаборник, отсеки фюзеляжа | 60 |
| 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 | 55 |
| Синтактный, пенопластовый | Препрег на основе стеклоорганотканей и связующих, наполненных микросферами; $\rho = 0,7...0,8 \text{ г/см}^3$, повышенная жесткость | Детали интерьера при сборке крупногабаритных элементов конструкции | 70 |

заполнители этих ИК. Указанные конструкции внедрены на серийных предприятиях (КиАПО, ХГАПП, ВАСО, HESA).

Как известно, символика в изучаемой проблеме (вопросе) позволяет благодаря наглядно-формализованному представлению увидеть ее в компактном – собранном виде, дополняя тем самым описательный текст.

Ниже содержание ФСК-свойства представлено не только текстуально, но также получило удобную интерпретацию на языке начал теории отношений.

Анализ показал, что ФСК-свойство является двусоставным, включая две упорядоченные двухэлементные группы ФСК₁ и ФСК₂. Для именованных свойств имеет место:

$$\text{ФСК} = \text{ФСК}_1 \cup \text{ФСК}_2;$$

$$(\text{ФСК}_1, \text{ФСК}_2) \neq (\text{ФСК}_2, \text{ФСК}_1);$$

$$\text{ФСК}_1 = \{\text{ИМ}_{\text{км}}, \text{ИМ}_{\text{эк}}\}; \text{ФСК}_2 = \{\text{ПКМ}, \text{ЭК}\},$$

где ИМ_{км} и ИМ_{эк} – соответственно информационные модели создаваемого многослойного материала и конструкции [7 и др.]. В итоге сущность ФСК-свойства при детализации выражается, во-первых, в том, что в первоначальной группе ФСК₁ пара «композит-конструкция» создается (проектирование, 3D-моделирование, проведение расчетов) взаимосвязанно и одновременно с обеспечением максимальной адаптации ПКМ к требованиям ЭК (соответственно действующим нагрузкам и условиям эксплуатации). В результате имеет место информационная модель ПКМ и ЭК в общей информационной модели объекта с введением всех данных о нем в композитную среду предприятия.

Во-вторых, одновременно указанная пара сопряженно производится в многостадийном объектообразующем ТП, используя ранее созданные информационные модели.

Тогда формально в общей постановке имеет место $\text{ФСК}_1 \xrightarrow{\text{ТП}} \text{ФСК}_2$.

Типовая схема одной из форм практической реализации ФСК₂-свойства на основе наиболее распространенных, в т.ч. на ГП «Антонов», препрегово-автоклавной технологии выклейки и формирования силовых АК приведена на рис. 1, где С₁...С₅ укрупненные стадии ТП. Пример довольно простого изготовления (важного требования серийного производства) силовой многокомпонентной ИК сложной конфигурации и сложной (разной по компонентам схемой армирования), приведен на рис. 2. Здесь используется принцип независимого изготовления и контроля сырых изделий – компонентов ИК (групповое параллельное производство), последующей их сборки в единое целое с образова-

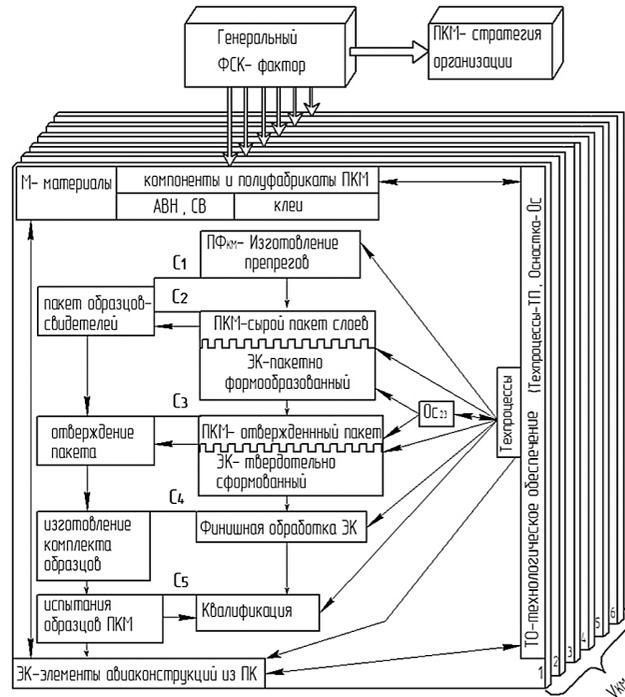


Рис.1. Схематическое процессно-объектное представление специфики ФСК-свойства на примере препрегово-автоклавных технологий изготовления силовых авиаконструкций

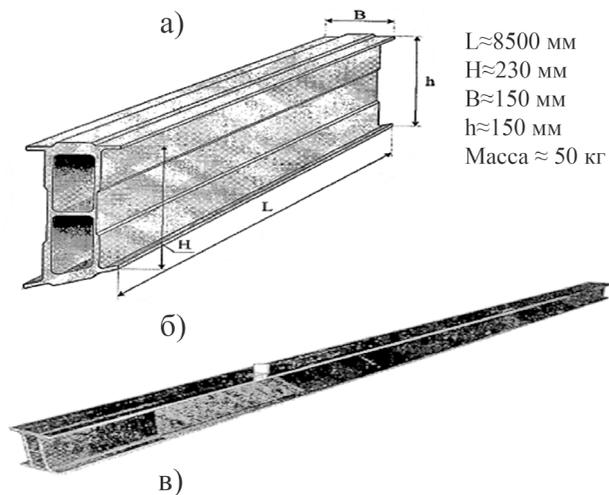
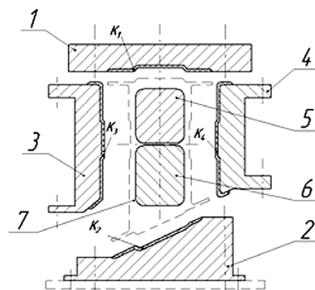


Рис. 2. Балка из углепластика многокомпонентной интегральной конструкции:

- а) Членение конструкции балки и технологической оснастки;
- б) Размерные характеристики балки; в) Общий вид балки



нием после термосилового формования монолитно-составной структуры⁴ ЭК (п. 3).

В отличие от применения жестких металлических полуфабрикатов в большинстве своем погонного типа в виде профилей, листов, а также штампованных или прессованных заготовок, в ТП начального формообразования АК используются в основном податливые полуфабрикаты композитов (ПФ_{км})-препреги, имеющие точный выверенный состав исходных компонентов «связующее-наполнитель». Эта начальная стабильность сырого двухкомпонентного полуфабриката определяет его независимость в процессе переработки от габаритов, конфигурации и структуры композитного объекта. При этом наряду с препрегами на основе связующих, применяются и клеевые препреги, например в самолете Ан-148 [15].

Таким образом, если металлический материал поступает к началу проведения ТП, то ПКМ, как монолитные конструкционные материалы, образуются практически после его окончания.

Поэтому, как показано на рис. 1, для подтверждения качества полученных ПКМ (квалификация), одновременно изготавливается дополнительный, сопровождающий ТП, композитный объект в виде плитовой заготовки (карты) образцов-свидетелей (ДПКМ), подлежащих комплексным испытаниям.

В тоже время ФСК₁-свойство отражает тот факт, что композиты, в отличие от металлических конструкций, всегда индивидуально спроектированы для конкретных АК. По своей структуре (количеству слоев, гибридизации, схемам армирования и др.) они сугубо специфичны, не существуя обособленно без целевой привязки к конкретному ЭК.

На рис.1 представлены 5 типовых последовательных стадий (C_k , $k = 1...5$) укрупненного ТМ, задача которого обеспечить:

- заданные (расчетные) физико-механические характеристики ПКМ, в том числе с квалификацией по результатам испытаний образцов-свидетелей;
- полную упрессовку пакета слоев препрега сформованного ЭК (детали), а также карты образцов-свидетелей, при этом с достижением заданной толщины и допустимой величины пористости материала. Особое внимание должно быть обращено на упрессовку (ужимание) труднодоступных при формовании мест [19-21];
- отсутствие волнистости, а также морщин и складок (на стадиях C_2 и C_3);
- высокое качество привалочных формованных поверхностей (поверхности контакта например, при адгезионном соединении сырых смежных изделий- компонентов интегральной конструкции) на стадии C_2 ;

- высокое качество внешней (наружной) поверхности ЭК, особенно выходящей на теоретический контур.

На стадии C_2 осуществляется исходное формирование пакета слоев, например компонентов ЭК, путем 2D- или 3D-наслоения препрега на технологическую заданной формы оснастку $O_{с23}$ и тем самым получения сырого изделия-прототипа реального фрагмента ЭК с проведением его контроля перед стадией C_3 .

Из приведенного видно, что стадии C_2 и C_3 являются наиболее характерными в проявлении специфики ФСК-свойства и с учетом вида применяемого полуфабриката определяют эффективность указанного свойства во всех разрабатываемых практических предложениях. В этом случае ФСК-свойство логично трактовать как исходный генеральный фактор системы создания и производства композитных АК. Практика применения ПКМ в авиастроении с высокой реализацией указанного фактора показала, что в большинстве случаев речь идет о генерации качественно новых КТР, в т.ч. о частично или полностью интегральных конструкциях с адгезивными или с дополнительными к ним например, клеевыми или прошивочными соединениями, включая намоточные, намоточно-интегральные, сборочно-интегральные конструкции, а также об эффективных термосиловых процессах их формо- и структурообразования и др.

Таким образом, фундаментальное свойство ПКМ является важным конструктивно-технологическим фактором в сфере развития АТ, этим самым влияя опосредованно на стратегию организации в области применения ПКМ, например, на ПКМ-стратегию в области гражданских самолетов с целью повышения их транспортной эффективности ключевыми параметрами которой являются вес и стоимость конструкций планера самолета (см. рис. 3 и п.3).

2. Символьная форма процессного представления ФСК-свойства

Как выше отмечалось выше, одним из основных положением в определении ФСК-свойства, является однопроцессное изготовление ПКМ и ЭК на стадиях C_2 и C_3 техпроцесса. Как видно цели здесь неупорядочены, ни по важности, ни хронологически, однако условно в качестве первой цели L_{11} можно выделить получение ПКМ, в качестве второй L_{22} — получение ЭК. Обозначения L_{11} и L_{22} заимствованы из теории структурных матриц [23], где цели представляются как собственные операторы (диагональные элементы матриц), а необходимые условия — в виде недиагональных элементов

⁴ Этим термином подчеркивается отличие от клееных, клепанных, клееклепанных и других просто составных (с четкими линиями раздела частей) структур.

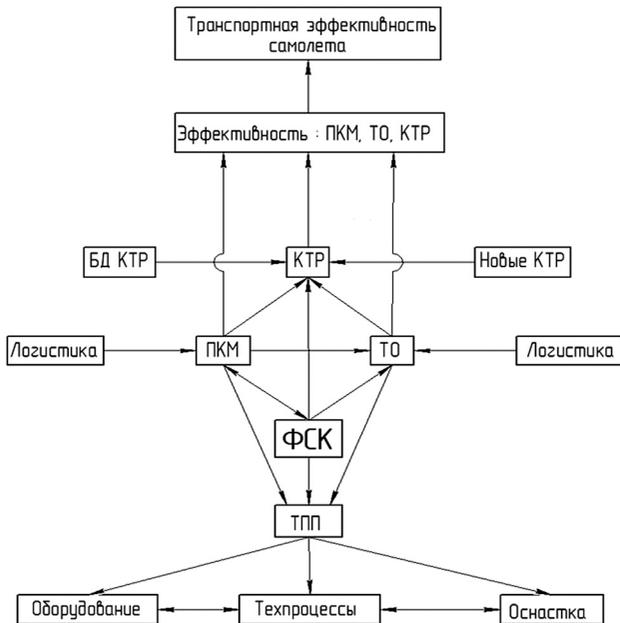


Рис. 3. Укрупненная схема взаимосвязей ФСК-фактора в ПКМ-стратегии организации

или операторов связей этих же матриц. Как показано ниже, первым недиагональным элементом L_{12} является адгезив, в первую очередь связующее ПКМ, а вторым недиагональным элементом L_{21} — технологическая оснастка.

Как известно [2, 16], основным и необходимым условием взаимосвязанного условия получения ПКМ и ЭК, является наличие жидкофазного связующего, поскольку в процессе получения изделия в результате физических и химических процессов оно превращается в матрицу, которая и обеспечивает монолитность конструкционного материала. При этом многие характеристики ПКМ (физико-химические свойства, деформационная устойчивость, тепло-, термо-, влаго-, атмосферостойкость и др.) определяются именно полимерной матрицей.

Кроме того, связующее является основным адгезивом при соединении сырых составных частей ИК по плоскостям соединений. Далее необходимо отметить определяющую роль связующего в применении различных способов формообразования (стадия C_2) и термосилового формования (стадия C_3) композитных ЭК. В настоящее время в производстве крупногабаритных силовых АК доминирует, в т.ч. ГП «Антонов», препрегово-автоклавный метод, обеспечивающий, как важный фактор повышение качества изделий, сильное уплотнение пакета слоев одновременно и равномерно по всей площади сдавливания. Это обеспечивает, например в перекрестноармированных углепластиков объемное содержание волокна на уровне 60%, а для однонаправленных органо- и углепластиков его реальное значение достигает 60–75%, высокие физико-механические свойства и низкую пори-

стость получаемых пластиков. Указанный метод характеризуется устойчивой повторяемостью.

В тоже время, возрастающее применение находят альтернативные безавтоклавные методы и среди них, трансферного или инъекционного формования в закрытых формах (closed mould processes) [16–18], а именно пропитка под давлением «RTM» (Resin transfer molding); вакуумно-инфузионный метод «VaRTM» (Vacuum assisted resin transfer molding), имеющий родственные модификации осуществления.

Например, в практике VaRTM-метод применяется при изготовлении крупногабаритных силовых конструкций (крыло, центроплан и др.) самолета МС-21 [5, 22 и др.]. Суть одной из вариаций этого метода в том, что форму с помещенной в ней сухой преформой подают в печь и при ее нагревании с помощью воздействия вакуума подается связующее, которое при перетекании в полостях формы пропитывает преформу.

Усовершенствованные VaRTM-процессы рекомендуемые для изготовления авиационных ЭК имеют такие обозначения и названия, как «A-VaRTM» (Advanced VaRTM), «H-VaRTM» (Heated VaRTM), «Hyper VaRTM» и др. Если для традиционных VaRTM, применявшихся для изготовления сравнительно простых крупногабаритных структур типа — корпусов лодок и судов, обычная степень наполнения характеризуется величинами от 40 до 50%, то например метод H-VaRTM обеспечивает объемное содержание волокон от 50 до 59% [17 и др.].

В тоже время технологичная оснастка задает, во первых, форму ИК, что позволяет говорить о формообразующей индукции оснастки а, во вторых, обеспечивает сборку сырых заготовок компонентов изделий ИК, расположенных на автономных сочленяемых частях оснастки, образуя совместно двухсоставной блок.

При наглядном символьном представлении введенных понятий вначале использованы крупноблочные структурные матрицы. Например, при формовании деталей матрица ФСК-свойства представлена как сумма двух операторов, отражая одновременное создание ПКМ и детали (Д):

$$\text{ФСК} = \begin{array}{|c|c|} \hline \text{ПКМ} & \text{Д} \\ \hline L_{11} & L_{21} \\ \hline L_{12} & L_{22} \\ \hline \end{array} = \begin{array}{|c|c|} \hline \text{ПКМ} & 0 \\ \hline L_{11} & 0 \\ \hline L_{12} & 0 \\ \hline \end{array} + \begin{array}{|c|c|} \hline 0 & \text{Д} \\ \hline 0 & L_{21} \\ \hline 0 & L_{22} \\ \hline \end{array}$$

При детализации использовались понятия функций многих переменных и их композиций. Пусть при изготовлении простой конструкции ЭК₀ (деталь) имеет место: П — препрег, З — предварительно формообразованное сырое изделие (заготовка детали); Ф — формообразующая оснастка; φ и ψ функции исходной (C_2) и заключительной



(C_3) стадий формований; t – операционное время; Тогда

$$\varphi: (\Pi, \Phi, t_1) \rightarrow (3, \Phi); \psi: (3, \Phi, t_2) \rightarrow \text{ЭК}_0$$

Примем для упрощения $t_1 = t_2 = t$. Тогда функциональная композиция или суперпозиция имеет вид

$$\psi \varphi: (\Pi, \Phi, t) \rightarrow \text{ЭК}_0; \psi \varphi \neq \varphi \psi.$$

Здесь представлена однопроцессная двухоперационная (двухстадийная) схема одновременного получения ПКМ и ЭК.

3. Потенциальные преимущества ФСК-свойства в контексте их эффективной реализации

Особенности и главные потенциальные преимущества ФСК-свойства в общем определяются в процессе оценки полученных результатов по уровню эффективного (профессионального) использования на его основе главных факторов потенциальных преимуществ ПКМ, а именно:

- потенциальной возможностью варьирования структурой армирования, объемным содержанием и составом компонент композита, широкими возможностями структурной гибридизации ПКМ с целью повышения несущей способности, надежности и живучести композитных материалов и др.;

- потенциальной возможностью снижения количества деталей путем слияния минимизированного по количеству операций технологического процесса совместного изготовления материала и конструкции в единый процесс с минимальным количеством механических соединений. В первую очередь, это реализуется в интегральных конструкциях (п. 2) и, прежде всего, в композитных конструкциях с цельным армирующим каркасом. Использование принципа интегральности при создании конструкции из ПКМ в общем случае повышает несущую способность конструкций, снижает ее себестоимость и сокращает технологический цикл изготовления [1, 5, 21];

- потенциальной возможностью применения альтернативных ТП (п. 2) при изготовлении конструкции с минимизацией затрат на оснащение и оборудование;

- потенциальной возможностью существенного влияния на снижение себестоимости композитных конструкций благодаря современному уровню развития многих влияющих на нее факторов, в т.ч. состава и структуры ПКМ и их полуфабрикатов; технологий изготовления; эффективных КТР; информационных технологий, а также логистике и кооперации в производстве полуфабрикатов ПКМ и авиаконструкций и др.

В тоже время существенное внедрение ПКМ в авиастроении при использовании указанного фактора сдерживается рядом «внешнеобусловленных» особенностей, а точнее – требований, которые делают обязательным и важным опережающие научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы с экспериментальными исследованиями прочности композитных авиаконструкций в условиях максимально приближенным к ожидаемым условиям их эксплуатации. Так, например, в источниках [1, 8, 13-15] показано, какой заметный объем НИОКР, выполненных ХАИ и ГП «Антонов» по проблеме «композитный отсек фюзеляжа гражданского самолета», начиная с 1974 г. (с временными интервалами), предшествовал разработке его конструкции для самолета Ан-148 и серийной технологии изготовления.

Говоря о сопоставлении технологий производства крупногабаритных композитных и металлических ЭК сложной конфигурации и при этом особенно трехслойной структуры, например, с трубчатым наполнителем, то композитные ЭК в этом случае более технологичны [1, 8 и др.].

Именно на стадии C_2 проявляется одно из существенных технологических преимуществ ПКМ по сравнению с металлами в области сложного формоизменения высокопрочных и высокожестких материалов. Благодаря высокой гибкости и формоизменяющей податливости преформ и препрегов, которые при незначительных усилиях легко принимают заданную форму, что позволяет не только существенно снизить трудоемкость формоизменяющих операций без применения специализированного оборудования, но и создавать более сложные и более крупногабаритные конструкции, чем металлические, и, при этом, практически без наличия остаточных внутренних напряжений по сравнению с существующими металлическими аналогами.

В препрегово-автоклавной технологии на стадии C_2 также и формообразованное в результате пакетного наслоения препрега, сырое изделие-заготовка представляет собой податливый всесторонне доступный для контроля объект, который свободно принимает на стадии C_3 при термосиловом воздействии свою окончательную упрессованную форму.

Ниже приведены подтверждающие сказанное примеры крупногабаритных силовых АК интегрального типа произведенных по препрегово-автоклавным технологиям.

Корпорация Boeing изготавливает из углепластика горячего отверждения крупногабаритные секции фюзеляжа (диаметр 6 м; длина 5,8 м, 8,5 м, 10,1 м) самолета В 787 представляющее собой цельноформованные полумонококи в виде однокусковой (one-piece) круговой обшивки со стрингерным подкреплением.

Корпорация Airbus изготавливает цельноформованные (монолитные) криволинейной формы несущие стрингерные панели длиной 13, 16, 18 м, которые соединяются между собой в круговые корпусные оболочки отсеков фюзеляжа самолета A350XWB.

ГП «Антонов» при изготовлении отсека фюзеляжа самолета Ан-148 использует препреги на основе угленополнителей (ленты, ткани) и связующего УП-2227. Отсек состоит из двух соединенных между собой половин [15]. При его изготовлении была задействована система лазерных проекторов для разметки и позиционирования слоев препрега в процессе их наслоения в пакет. Система точно очерчивает контур каждого слоя и после его вырезки, проектирует последовательность и местоположение всех слоев пакета непосредственно на 3-мерную формообразующую оснастку в производственном процессе. Это усовершенствование препреговой технологии упростило, и тем самым ускорило выкладку слоев более чем на 30%, и уменьшило излишние отходы материала до 25%.

Преимущества препрегово-автоклавных технологий демонстрирует также возможность изготовления крупногабаритной секции фюзеляжа диаметром 6 м и длиной 10–15 м, которая представляет собой цельноформованный монокок с трехслойной оболочкой с ребристым наполнителем (внутренние стрингеры) [19].

Препрегово-автоклавные технологии были использованы при изготовлении из термостойкого углепластика (КМУ-4э 0,08) створки полезного груза с габаритами 18 × 5,5 м для большого транспортного самолета «Буран». При этом физико-механические характеристики ПКМ определялись в диапазоне температур 130–160 °С.

На рис. 2 приведена углепластиковая длинномерная коробчатая балка закрылка сложной конфигурации и многокомпонентной интегральной структуры.⁵ Длина балки 8,5 м, вес — 50 кг (металлический аналог имеет вес 70 кг). На рис. 2, а балка показана пунктиром (поз. 7), тут же приведена схема членения конструкции и технологической оснастки, отражая весь набор независимо изготавливаемых и собираемых в единое целое компонентов ИК. На рис. 2, б представлены размерные характеристики балки, а на рис. 2, в — ее общий вид.

В балке выделены четыре внешних компонента (верхняя и нижняя полки K_1 и K_2 , а также правая и левая стенки K_3 и K_4) и двухсоставная ($K_5 + K_6$) центральная внутренняя компонента K_c .

Оснастка для формования балок состоит из крышек 1 и 2 со слабоизогнутой поверхностью для формования компонентов K_1 и K_2 и позитивных

боковин 3 и 4 для формования компонентов K_3 и K_4 , оправок 5 и 6 для намотки углелентами внутренних компонентов K_5 и K_6 , а затем образование на их основе сборной компоненты K_c путем обмотки углелентой сложенных вместе оправок 5 и 6.

Итого данная конструкция балки состоит из семи компонентов, каждый из которых имеет свою схему армирования и комплектовку пакета слоев.

Сборка формообразованных сырых заготовок компонентов ИК по плоскостям соединений производится совместно со сборкой соответствующих частей оснастки. На них расположены отформованные сырые заготовки, образуя двусоставные блочные структуры. Поэтому в данном случае можно говорить о сопряженной или блочной сборке.

Приведенный пример показывает очевидное преимущество препрегово-автоклавной технологии при изготовлении многокомпонентных ИК и его: простота изготовления, возможность применения метода параллельного производства компонентов, контроль объектов и процессов на всех стадиях изготовления и высокое качество ИК.

Как известно, в выработке стратегии научно-технического развития организации выделяют две группы факторов: внешне и внутренне обусловленные. При этом ко второй группе относят объединение частных факторов, обусловленных различными видами технической деятельности самой организации по созданию и производству новой техники.

В рассматриваемом случае ФСК-свойство, как генеральный фактор ПКМ, непосредственно связано с тремя объектными классами внутренне обусловленных факторов, учитываемых в ПКМ-стратегии организации. В общей постановке это:

Класс ПКМ-факторов. Эффективность используемых композиционных материалов, основу которых в авиастроении составляют угле-, органо- и стеклопластики, образующиеся в процессе переработки технологичных полуфабрикатов ПКМ и получения (методы формообразования, формования, отсутствие механических соединений) конкретной конструкции, в т.ч. с учетом селекции и структурной гибридизации ПКМ; обеспечение качества ПКМ и ЭК, а также их ремонтпригодности и др.

Класс ТО-факторов. Как известно, важнейшей функцией технологического обеспечения является осуществление технологической подготовки производства (ТПП), связанной с разработкой техпроцессов, разработкой и обеспечения производства технологической оснасткой, в т.ч. из ПКМ, определение необходимого состава (парка) технологического оборудования и др.

Одним из ключевых факторов при выборе ПКМ-стратегии является уровень так называемой

⁵ Совместная разработка ГП «Антонов» и УкрНИИАТ.

технологической зрелости организации в области производства композитных элементов конструкции. Речь идет о представлении состояния организации, потенциальных возможностях и готовности к производству объектов современного уровня и по современным технологиям. В общем случае ориентирами должны быть технологические лидеры в рассматриваемой области. Сегодня видное место в этом ряду занимают корпорации Boeing и Airbus, ГП «Антонов» и др., при этом две указанные корпорации в связи с масштабным производством АТ, широко используют возможности производственных баз других фирм (внешне обусловленный фактор ПКМ-стратегии).

Класс КТР-факторов. Во-первых, это конкретные типовые конструктивно-технологическое решения (КТР) на основе применения ПКМ, эффективность которых многосторонне выверена по различным аспектам. Это требования проекта, специфика назначения, уровень технологичности и др. Во-вторых, это направления ПКМ-стратегии, т.е. видение организации в отношении общего материального облика самолета. Как известно, например исходя из практики ГП «Антонов», здесь возможны такие три варианта:

- Первый — это новые перспективные модели самолетов, например транспортный самолет АН-178.

- Второй — это оценка возможного эффекта применения ПКМ на этапе модификации исходной конструкции, например самолета Ан-70 [1]; Модификация его с обозначением Ан-70Т — как транспортного самолета для применения в гражданской авиации.

- Третий — это доработка уже выпущенных самолетов, например Ан-32.

Во всех трех вариантах учитывается современная устойчиво-положительная тенденция увеличения использования ПКМ в гражданской авиации, предусматривая дальнейшее постепенное наращивание объемов применения ПКМ в материальном облике гражданских самолетов [1, 3, 5].

Далее говоря о количественной оценке применения ПКМ, то это, во-первых, частные показатели относительного объема применения ПКМ в отдельных элементах конструкций (обозначение $\mu_{\text{км}}$), или в результате общего их суммирования — по самолету в целом — в виде известного показателя $V_{\text{км}}$. Этот показатель является компонентом известной формулы структурной материалоемкости, которая показывает долю конкретных видов материалов в общей материалоемкости изделий.

В итоге выше указанное в группе внутренне обусловленных факторов, определяет во взаимосвязи трех классов, образование триединого «мате-

риало-технологического конструктивного базиса» в системе композитных конструкций гражданского авиастроения⁶. В этом формате эффективность ФСК-свойства определяется уровнем включенности в функционирование указанного базиса.

Таким образом, фактическая технико-экономическая эффективность конструктивно-технологических разработок и проектов в композитообъектном авиастроении с учетом влияния специфики ФСК-свойства в основном зависит от уровня и качества взаимосвязанного проявления ключевых факторов по классам: ПКМ, ТО, КТР и как следствие — лежит в обосновании целесообразности расширенного применения композитов при разработке ПКМ-стратегии организации (см. рис. 3).

В свою очередь, повышение эффективности ключевых факторов по указанным трем классам обеспечивается так называемыми факторами поддержки, среди которых информационные системы, экспертные системы выбора композиционных материалов, CALS-технологии, логистика и межфирменная кооперация в различных областях создания и производства конструкций самолета из ПКМ и др.

Литература

- [1] Кива Д.С. Этапы становления и начала развернутого применения полимерных композиционных материалов в конструкциях пассажирских и транспортных самолетов (1970—1995 гг.) // Авиационно-космическая техника и технология. Харьков, ХАИ, 2014, №6, с. 5-16.
- [2] Сироткин О.С., Боголюбов В.С. Основные концепции технологии производства изделий из полимерных композиционных материалов. 40-томная энциклопедия машиностроения, том III-6 «Технология производства изделий из композиционных материалов, пластмасс, стекла и керамики» гл.1.1. — М.: Машиностроение, — 2006.с.13-26.
- [3] Каблов Е.Н. Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года // Авиационные материалы и технологии. 2012, №5, с. 7-17.
- [4] Каблов Е.Н., Кривонос В.В. Полимерные композиционные материалы для авиационной техники XXI века: создание, исследование, применение // В сб. «Композиционные материалы промышленности». Материалы 25 международной конференции. 30 июня—3 июля 2005 г., г. Ялта, с. 187-191.
- [5] Чернышев С.Л. Новый этап применения композиционных материалов в авиастроении // Проблемы машиностроения и автоматизации, 2013, №1, с. 5-8.
- [6] Забашта В.Ф. Интегральные конструкции из полимерных композиционных материалов: технологиче-

⁶ На сегодняшний день 75% рынка — это гражданская авиатехника и 25% — военная.

- ские аспекты // Технологические системы. 2007, №4, с. 16-36.
- [7] Кива Д.С., Гребеников А.Г. и др. Моделирование панелей хвостовой части фюзеляжа, выполненного из композитного материала при помощи систем САД/САМ/САЕ// Открытые информационные и компьютерные технологии. — Х.: НАКУ «ХАИ» — 2005. — Вып. 27. — с. 31-41.
- [8] Кива Д.С. Исследование, разработка и внедрение рациональных конструктивно-технологических решений агрегатов легких пассажирских самолетов из композиционных материалов: автореф. дис. ... канд. техн. наук // Харьк. авиац. ин-т. — Х., 1981.
- [9] Кива Д.С., Гайдачук В.Е. и др. Исследование и разработка принципов конструирования, технологии изготовления и создание опытных лопастей воздушного винта из композиционных материалов // Техн. отчет № ГР 012057, шифр 128175. — Х., 1973.
- [10] Кива Д.С., Красноуртский Б.Л. и др. Разработка и внедрение триммера и интерцептора из углепластика для изделия Ан-28 // Научно-исследовательский отчет КМЗ. № ГР 938904, 1977.
- [11] Кива Д.С., Кантер Г.Г., Брагилевский В.З. Разработка, освоение технологии, изготовление, проведение испытаний и внедрение хвостовой части крыла и закрылков изд. 28 из органопластиков // Научно-исследовательский отчет КМЗ. № ГР У52300, 1978.
- [12] Гайдачук В.Е., Кива Д.С. Оценка прочности, надежности и долговечности лопасти воздушного винта из комбинированных композиционных материалов // Механика анизотропных конструкций. — М.: ВИМИ, 1979. — с. 44-48.
- [13] Колесников Л.А., Гайдачук В.Е., Кива Д.С. и др. Изыскания и исследования по созданию опытного хвостового отсека фюзеляжа дозвукового транспортного самолета из композиционных материалов на полимерной основе // Техн. отчет № ГР 72002613, шифр 12-95/71. — Х., ХАИ, 1974.
- [14] Гайдачук В.Е., Кива Д.С. Разработка принципов конструирования рабочего проекта хвостовой части опытного фюзеляжа самолета из композиционных материалов. Создание и испытание опытного отсека // Техн. отчет № ГР 75057787, шифр 12-23/75. — Х., 1979.
- [15] Двейрин А.З., Карпов Я.С. Проектирование агрегатов фюзеляжа из композитов // Технологические системы. 2014, №1, с. 38-42.
- [16] Панина Н.Н., Ким М.А. и др. Связующие для безавтоклавного формования изделий из полимерных композитных материалов // Клеи. Герметики. Технологии. 2013г., №10, с.27-35.
- [17] Кривов Г.А., Тарасов Ю.М. и др. Технологии безавтоклавного формования силовых конструкций планера самолета из полимерных композитных материалов // Технологические системы. 2009, №5, с. 47-70.
- [18] Кривов Г.А., Забашта В.Ф. Повышение живучести и несущей способности композитных авиаконструкций, армированных 3D-каркасами // Технологические системы. 2010, №1, с. 57-71.
- [19] Патент 105688 Украина МПК кл. В29С 43/02, В29С 69/00, В64С 1/00, В64С 3/26, опубл. 10.06.2014.
- [20] Патент 88883 Украина МПК кл. В29С 43/02, В29С 69/00, В29С 70/00, опубл. 10.04.2014.
- [21] Гайдачук А.В., Кондратьев А.В., Омельченко Б.В. Анализ технологических дефектов, возникающих в серийном производстве интегральных авиаконструкций из полимерных композиционных материалов // Авиационно-космическая техника и технология. 2010, №1, с. 11-20.
- [22] Mc-21 centre wingbox arrives at Irkyt // Flight International. 2015, 2015, 28, April-May, p. 13.
- [23] Шатихин А.Г. Структурные матрицы и их применение для исследования систем. — М: Машиностроение. 1984, с. 245.

Kiva D.S.¹, Zabashta V.F.²

¹ ANTONOV, State-owned Enterprise. Ukraine, Kiev

² Ukrainian Research Institute of Aviation Technology, JSC. Ukraine, Kiev

ABOUT THE FUNDAMENTAL PROPERTIES OF POLYMERIC COMPOSITE MATERIALS IN THE CONTEXT OF CREATION AND PRODUCTION OF EFFICIENT DESIGNS

The general characteristics, features, structure and effectiveness of the fundamental properties of polymeric composite materials (PCM) are shown in the context of integrated structures and links with the organization's PCM-factor strategy.

Keywords: composites; fundamental property; prepreg; process; structures; strategy; formalization.



References

- [1] Kiva D.S. Etapy stanovleniya i nachala razvernutoho primeneniya polimernykh kompozitsionnykh materialov v konstruktsiyah passazhirskikh i transportnykh samoletov (1970-1995 gg.) // *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*. Harkov, HAI, 2014, #6, s. 5-16.
- [2] Sirotkin O.S., Bogolyubov V.S. Osnovnyie kontseptsii tekhnologii proizvodstva izdeliy iz polimernykh kompozitsionnykh materialov. 40-tomnaya entsiklopediya mashinostroeniya, tom III-6 «Tekhnologiya proizvodstva izdeliy iz kompozitsionnykh materialov, plastmass, stekla i keramiki» gl.1.1.-M.: Mashinostroenie, – 2006. s.13-26.
- [3] Kablov E.N. Strategicheskie napravleniya razvitiya materialov i tekhnologiy ih pererabotki na period do 2030 goda // *Aviatsionnyie materialy i tekhnologii*. 2012, #5, s. 7-17.
- [4] Kablov E.N., Krivonos V.V. Polimernyie kompozitsionnyie materialy dlya aviatsionnoy tekhniki XXI veka: sozdanie, issledovanie, primeneniye // V sb. «Kompozitsionnyie materialy promyshlennosti». Materialy 25 mezhdunarodnoy konferentsii. 30 iyunya-3 iyulya 2005 g., g. Yalta, s. 187-191.
- [5] Chernyishev S.L. Novyy etap primeneniya kompozitsionnykh materialov v aviastroenii // *Problemy mashinostroeniya i avtomatizatsii*, 2013, #1, s. 5-8.
- [6] Zabashta V.F. Integralnyie konstruksii iz polimernykh kompozitsionnykh materialov: tekhnologicheskie aspekty // *Tekhnologicheskie sistemy*. 2007, #4, s. 16-36.
- [7] Kiva D.S., Grebenikov A.G. i dr. Modelirovaniye paneley hvostovoy chasti fyuzelyazha, vyipolnennogo iz kompozitnogo materiala pri pomoschi sistem SAD/SAM/SAE // *Otryitye informatsionnyie i kompyuternyie tekhnologii*. – H.: NAKU «HAI» – 2005. – Vyip. 27. – s. 31-41.
- [8] Kiva D.S. Issledovanie, razrabotka i vnedreniye ratsionalnykh konstruktivno-tekhnologicheskikh resheniy agregatov legkikh passazhirskikh samoletov iz kompozitsionnykh materialov: avtoref. dis. ... kand. tehn. nauk // *Hark. aviats. in-t.* – H., 1981.
- [9] Kiva D.S., Gaydachuk V.E. i dr. Issledovanie i razrabotka printsipov konstruirovaniya, tekhnologii izgotovleniya i sozdaniye opyitnykh lopastey vozdušnogo vinta iz kompozitsionnykh materialov // *Tehn. otchet # GR 012057, shifr 128175*. – H., 1973.
- [10] Kiva D.S., Krasnorutskiy B.L. i dr. Razrabotka i vnedreniye trimmera i interseptora iz ugleplastika dlya izdeliya An-28 // *Nauchno-issledovatel'skiy otchet KMZ. # GR 938904*, 1977.
- [11] Kiva D.S., Kanter G.G., Bragilevskiy V.Z. Razrabotka, osvoineniye tekhnologii, izgotovleniye, provedeniye ispytaniy i vnedreniye hvostovoy chasti kryila i zakryilkov izd. 28 iz organoplastikov // *Nauchno-issledovatel'skiy otchet KMZ. # GR U52300*, 1978.
- [12] Gaydachuk V.E., Kiva D.S. Otsenka prochnosti, nadezhnosti i dolgovechnosti lopasti vozdušnogo vinta iz kombinirovannykh kompozitsionnykh materialov // *Mekhanika anizotropnykh konstruksiy*. – M.: VIMI, 1979. – s. 44-48.
- [13] Kolesnikov L.A., Gaydachuk V.E., Kiva D.S. i dr. Izyiskaniya i issledovaniya po sozdaniyu opyitnogo hvostovogo otseka fyuzelyazha dozvukovogo transportnogo samoleta iz kompozitsionnykh materialov na polimernoy osnove // *Tehn. otchet # GR 72002613, shifr 12-95/71*. – H., HAI, 1974.
- [14] Gaydachuk V.E., Kiva D.S. Razrabotka printsipov konstruirovaniya rabocheho proekta hvostovoy chasti opyitnogo fyuzelyazha samoleta iz kompozitsionnykh materialov. Sozdaniye i ispytaniye opyitnogo otseka // *Tehn. otchet # GR 75057787, shifr 12-23/75*. – H., 1979.
- [15] Dveyrin A.Z., Karpov Ya.S. Proektirovaniye agregatov fyuzelyazha iz kompozitov // *Tekhnologicheskie sistemy*. 2014, #1, s. 38-42.
- [16] Panina N.N., Kim M.A. i dr. Svyazuyushchiye dlya bezavtoklavnogo formovaniya izdeliy iz polimernykh kompozitnykh materialov // *Klei. Germetiki. Tekhnologii*. 2013g., #10, s.27-35.
- [17] Krivov G.A., Tarasov Yu.M. i dr. Tekhnologii bezavtoklavnogo formovaniya silovykh konstruksiy planera samoleta iz polimernykh kompozitnykh materialov // *Tekhnologicheskie sistemy*. 2009, #5, s. 47-70.
- [18] Krivov G.A., Zabashta V.F. Povyisheniye zhivuchesti i nesuschey sposobnosti kompozitnykh aviakonstruksiy, armirovannykh 3D- karkasami // *Tekhnologicheskie sistemy*. 2010, #1, s.57-71.
- [19] Patent 105688 Ukraina MPK kl. V29S 43/02, V29S 69/00, V64S 1/00, V64S 3/26, opubl. 10.06.2014.
- [20] Patent 88883 Ukraina MPK kl. V29S 43/02, V29S 69/00, V29S 70/00, opubl. 10.04.2014.
- [21] Gaydachuk A.V., Kondratev A.V., Omelchenko B.V. Analiz tekhnologicheskikh defektov, vznikayushchikh v seriynom proizvodstve integralnykh aviakonstruksiy iz polimernykh kompozitsionnykh materialov // *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*. 2010, #1, s. 11-20.
- [22] Mc-21 centre wingbox arrives at Irkty // *Flight International*. 2015, 2015, 28, April-May, p. 13.
- [23] Shatihin A.G. Strukturnyie matritsy i ih primeneniye dlya issledovaniya sistem. – M: Mashinostroenie. 1984, s. 245.