

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ «МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»



На правах рукописи

Кисин Иван Дмитриевич

**МЕТОДИКА ВЫБОРА РАЦИОНАЛЬНОГО УРОВНЯ ИНТЕГРАЛЬНОСТИ
КОНСТРУКЦИИ АГРЕГАТОВ ПЛАНЕРА ВЕРТОЛЕТА
ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

Специальность 2.5.13.

«Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация
летательных аппаратов»

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель
кандидат технических наук, доцент
Завалов Олег Анатольевич

Москва – 2025

Оглавление

Введение	5
Глава 1 Анализ практик проектирования агрегатов из полимерных композиционных материалов и выбор методики количественной оценки уровня интегральности	20
1.1 Анализ практик проектирования агрегатов из полимерных композиционных материалов	20
1.2 Определение интегральных конструкций из полимерных композиционных материалов и их особенности	25
1.3 Постановка задачи выбора ключевых характеристик при расчете комплексного критерия совершенства интегральной конструкции	27
1.4 Количественная оценка уровня интегральности конструкции из полимерных композиционных материалов.....	32
1.5 Методика расчета комплексного критерия совершенства интегральной конструкции в зависимости от ее ключевых характеристик с использованием весовых коэффициентов	34
1.6 Выбор метода и расчета коэффициентов степени влияния	37
1.6.1 Определение коэффициентов степени влияния на основе статистических данных	38
1.6.1.1 Расчет коэффициентов степени влияния энтропийным методом....	38
1.6.1.2 Расчет коэффициентов степени влияния через коэффициент вариации.....	40
1.6.2 Определение коэффициентов степени влияния на основе метода экспертных оценок	41
1.7 Алгоритм определения рационального уровня интегральности конструкции с использованием коэффициентов степени влияния.....	43

Заключение к Главе 1	45
Глава 2 Исследование конструктивных решений каркаса фонаря кабины пилотов вертолета Ми-171А3	46
2.1 Используемые технологические ограничения при проектировании конструкции фонаря кабины пилотов из полимерных композиционных материалов	47
2.2 Алгоритм проектирования конструктивных решений каркаса фонаря кабины пилотов из полимерных композиционных материалов в системе САД и предварительной подготовкой для систем САМ	56
2.3 Моделирование и исследование конструктивных решений каркаса фонаря кабины пилотов вертолета Ми-171А3 из полимерных композиционных материалов	79
2.4 Предварительный расчет трудоемкости изготовления проектируемого конструктивного решения	88
Заключение к Главе 2	92
Глава 3 Параметрическое исследования рационального уровня интегральности конструкции на примере каркаса фонаря кабины пилотов для вертолета Ми-171А3	94
3.1 Формирование массива исходных данных для количественной оценки комплексного критерия совершенства конструктивных решений агрегата	94
3.2 Расчет комплексного критерия совершенства конструктивных решений агрегата из полимерных композиционных материалов	101
3.3 Прогнозная оценка эффективности применения методики выбора рационального уровня интегральности конструкции с целью снижения массы агрегатов планера вертолета	106
Заключение к Главе 3	109
Заключение	110

Список литературы	112
Приложение	
Акт внедрения результатов диссертационной работы	119

Введение

Актуальность темы исследования

История применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) в отечественных вертолетах приходится на середину 20-го века и тесно связана с созданием вертолетов семейства «Камов». Использование слоистых неметаллических материалов стеклопластиков, в конструкции лопастей несущего винта, стало первым шагом в применении композиционных материалов в силовых конструкциях вертолета [1].

Подходы к созданию агрегатов вертолета формировались на основе развития конструкторской мысли, ассортимента выпускаемых отечественных композиционных материалов для использования в авиации и уровня технологий производства готовых изделий [2].

В последующие годы, с расширением сфер применения вертолетов, возрастающие требования к летно-техническим характеристикам (ЛТХ) выполнялись за счет применения в конструкциях органопластика, стеклопластика и интегральных сотовых панелей с обшивками из «органиита» [3].

С расширением ассортимента ПКМ и за счет их уникальных свойств, позволяющих одновременно изготавливать материал и изделие, перед разработчиками открылись новые возможности в снижении массы агрегатов, являющейся одной из основополагающих задач при создании летательных аппаратов.

За прошедшие годы накоплен большой практический опыт по переводу не силовых деталей, из металлических материалов, на изготовление из стеклопластиков и силовых деталей, на изготовление из ПКМ, в том числе и с использованием интегральных конструкций.

Созданный научно-технический задел, с использованием указанных полимерных композиционных материалов, позволил довести объем их применения до 60% от массы вертолета Ка-60 (Рисунок 1), и до 15% вертолета Ми-26 [3].

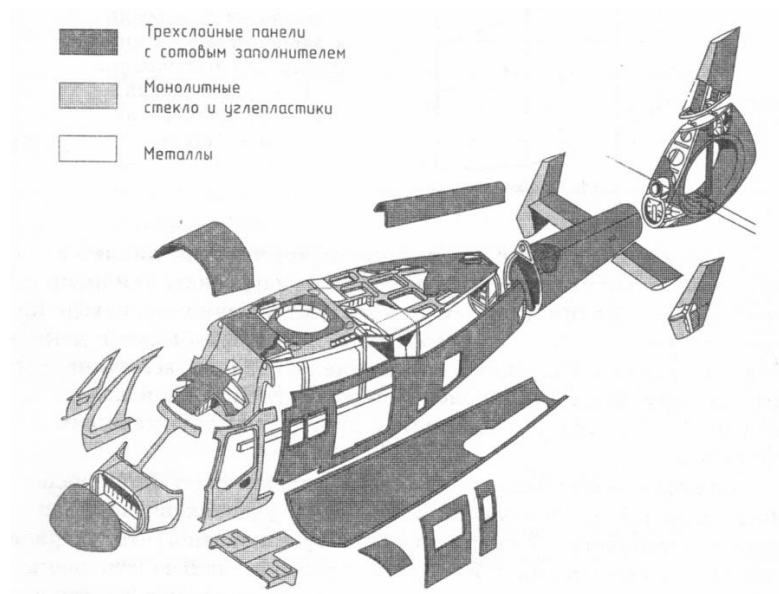


Рисунок 1 – Применение композиционных материалов в конструкции фюзеляжа и оперения вертолета Ка-60

Согласно определению Всероссийского научно-исследовательского института авиационных материалов (ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ), интегральные конструкции из ПКМ представляют собой неразъемное соединение нескольких деталей и изготавливаются из заранее отвержденных деталей, склеиваемых между собой или деталей-полуфабрикатов, отверждаемых в едином цикле формования, отличительной особенностью которых является создание материала одновременно с конструкцией (Рисунки 2, 3).

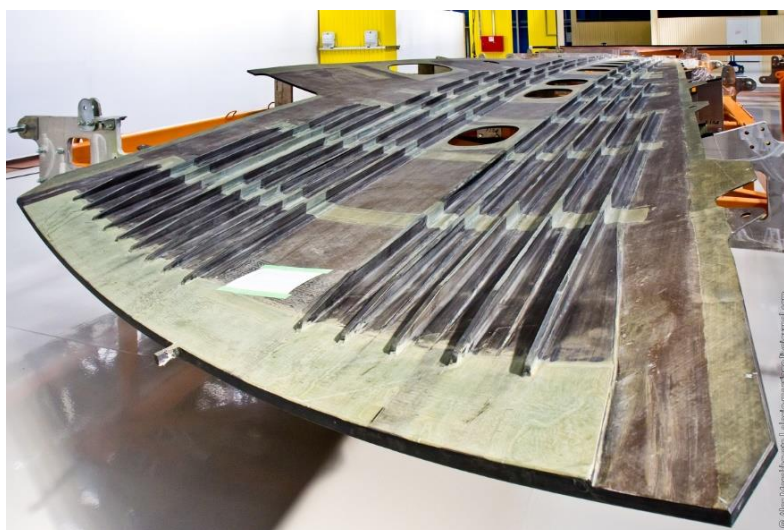


Рисунок 2 – Интегральная конструкция элемента крыла самолета MS-21

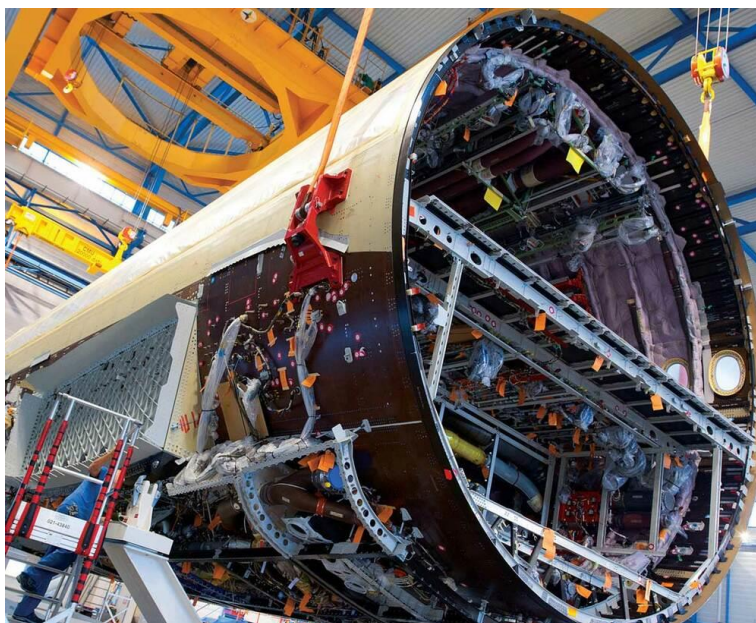


Рисунок 3 – Интегральная конструкция фюзеляжа самолета Airbus A350

Достижение данных результатов обеспечивалось, соответствующими тому времени алгоритмами выбора ключевых характеристик, технологией проектирования и навыками в определении лучшего конструктивного решения основанными на опыте разработчиков.

Длительная зависимость от импортных полимерных композиционных материалов на основе углепластиков, применявшихся в авиа – вертолетостроении, представлена серьезным ограничителем в совершенствовании технологий проектирования. В последние годы ситуация стала меняться по мере реализации программ по разработке и производству отечественных композиционных материалов и сокращения от импортной зависимости.

На сегодня отечественная промышленность освоила выпуск серии конструкционных высокопрочных и высокомодульных углепластиков на основе углеродной ленты и углеродной ткани саржевого типа плетения и эпоксидных связующих, созданных по стандартам авиастроения (Рисунок 4) [4-8].



Рисунок 4 – Производство тканей и препрегов на основе углеродных, стеклянных, арамидных волокон ООО «Препрег-Дубна»

Применение углепластиков, с повышенными прочностными, жесткостными, технологическими, эксплуатационными характеристиками и стабильностью размеров агрегатов при изменении температуры, делает углепластики практически незаменимыми как для повышения весовых свойств агрегатов и топливной эффективности вертолетов, так и для расширения их применения в регионах с экстремальными климатическими условиями.

Одним из таких регионов является Арктика. В рамках программы до 2035 г., по освоению арктических природных богатств, важная роль отводится шельфовым месторождениям, освоение которых практически невозможно без современных вертолетов для доставки специалистов на буровые платформы [9].

В настоящее время проводится достаточно много работ, направленных на создание более эффективных конструкций с использованием ПКМ. Одним из распространенных подходов в этом направлении, связан с заменой традиционно используемых металлических сплавов на композиционные материалы. Однако существующие традиционные конструктивные решения создания деталей из ПКМ, реализующие так называемый «метал-дизайн», из-за высокой трудоемкости и сложной необходимой технологической оснастки, приводят к росту стоимости конечной продукции.

Сегодняшний уровень применения цифровых технологий, современные системы проектирования CAD/CAE и современные отечественные композиционные материалы открывают новые возможности и выдвигают обоснованные требования по совершенствованию методик проектирования, в которых должны учитываться особенности анизотропной природы углепластиков и их свойства (Рисунок 5) на ранних стадиях проектирования [10-11].

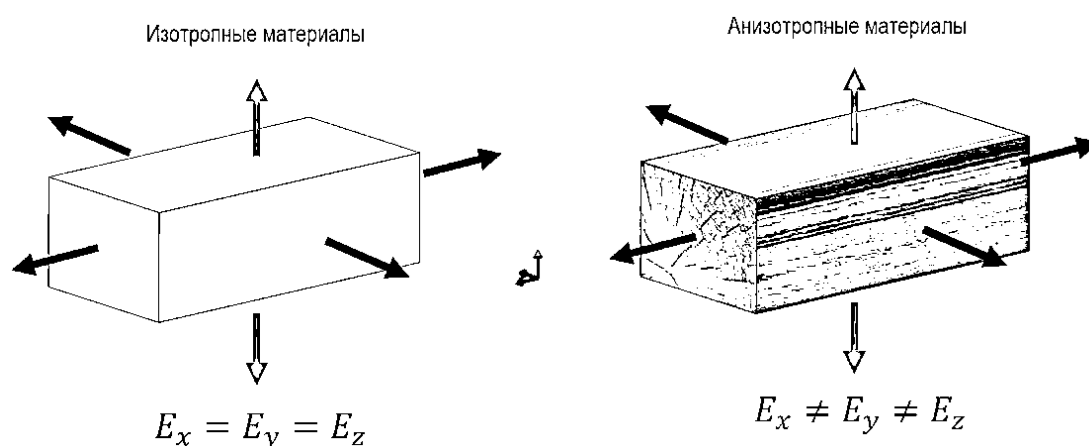


Рисунок 5 – Различия изотропных и анизотропных материалов

Для выработки подхода к совершенствованию методики проектирования с использованием ПКМ важно учитывать ряд очень важных отличий в проектировании деталей из металла и из композиционных материалов.

При проектировании деталей из металлических материалов особое внимание уделяется прочностным расчётам и схеме распределения нагрузок, выбирается марка и толщина материала с запасом для обеспечения прочностных свойств, рассчитываемых по зоне наиболее нагруженного участка.

Особенностью проектирования деталей из ПКМ является соблюдение принципа неразрывности его составляющих – материал, технология, конструкция. С начальных стадий проектирования должны учитываться взаимосвязь всех элементов, от выбора необходимого материала, типа конструкции и до выбора технологии производства.

Но если вопросы, связанные с производством крупногабаритных конструкций планера, решаются путем отработки режимов формования, выбора потребного материала, то вопросы, связанные с количественной оценкой уровня интегральности и рациональным использованием конструкций интегрального типа, недостаточно изучены и требуют дополнительных исследований.

Основанием для выделения такой задачи в самостоятельную, является тот факт, что по основному параметру интегральных конструкций – уровню интегральности, в настоящее время, в распоряжении разработчиков имеются оценки только качественного характера.

Такое положение дел можно объяснить недостаточной изученностью конструкций интегрального типа с применением ПКМ нового поколения, отсутствием разработок и моделей количественной оценки уровня интегральности.

О проблемности обозначенных вопросов, свидетельствуют работы, выполненные в КНИТУ-КАИ [12], в которых авторы отмечают, что само понятие «уровень интегральности» – весьма условно, так как сейчас не существует четкой методики её оценки в количественном выражении, а повышение интегральности является дискуссионной.

С целью актуализации результатов по отмеченным вопросам на данном этапе развития и определения направлений совершенствования методики проектирования проведен дополнительный анализ открытых источников, публикаций и методических материалов [13], отражающих опыт проектирования изделий из ПКМ, алгоритмы выбора ключевых характеристик и определения в количественном виде уровня интегральности.

Проведенный анализ публикаций, о методиках проектирования агрегатов из ПКМ, позволяет выделить основной приоритет проектирования – создание нового агрегата из ПКМ под целевую задачу. При проведении анализа публикаций, особое внимание уделено поиску примеров решения задач, связанных с разработкой и использованием алгоритмов количественной оценки уровня интегральности конструкций из ПКМ, как критерия оценки совершенства проектируемого агрегата.

Разрозненная и весьма ограниченная информация по обозначенным вопросам свидетельствует о сложности и актуальности их решения в рамках данного диссертационного исследования.

Так в работе [12] высказывается идея оценивать уровень интегральности отношением количества крепежных элементов или длиной соединительных швов на один квадратный метр площади конструкции.

В работе [14] приводится алгоритм расчета показателя интегральности как формы изделия, в рамках разработки методики проектирования изделия под заданную себестоимость. Показатель интегральности изделия в данной методике используется в качестве характеристики расходов, определяемых трудоемкостью изделия при механической обработке.

Проведенный анализ научных работ свидетельствует о том, что в настоящее время нет четких методик количественной оценки уровня интегральности, а разработчики при проектировании агрегатов из ПКМ оценивают уровень интегральности эмпирически, опираясь в основном на собственный опыт.

Для реализации потенциальных возможностей интегральных конструкций из ПКМ необходимо создать научно-технический задел, используя который представляется возможным существенно повысить эффективность их применения на ранних этапах проектирования.

При решении вопроса количественной оценки уровня интегральности конструкции учитывается, что он – как свойство интегральной конструкции, напрямую зависит от количества деталей, главного показателя интегральности конструкции.

Таким образом, чтобы количественная оценка уровня интегральности, стала для разработчика инструментом при проектировании изделий, необходимо комплексное исследование его взаимосвязи и с количеством деталей, как с главным показателем интегральности, так и критериями эффективности конструкции в привязке к конкретному агрегату планера вертолета.

Для выработки алгоритма решения такой сложной многопараметрической задачи заимствован подход, выработанный в ФГУП ВИАМ и опубликованный

в работе [15]. В ней отмечается, что полимерные композиты являются материалами с регулируемой анизотропией механических свойств путем выбора схем армирования, размера пакета и изменения угла укладки при применении слоистых волокон.

Заимствуя данный подход, в диссертационной работе разработана методика выбора рационального уровня интегральности и определения, соответствующих ему значений ключевых характеристик для интегральных конструкций агрегата планера вертолета из ПКМ.

Под рациональным уровнем интегральности конструкции агрегата планера вертолета из ПКМ подразумевается такое значение комплексного критерия совершенства интегральной конструкции, при котором достигается баланс между уменьшением количества входящих в нее деталей и показателями определенных ключевых характеристик с сохранением требуемых эксплуатационных свойств, что обеспечивает целесообразность выбранного конструктивного решения в рамках заданных проектных ограничений.

При этом уровень интегральности конструкции агрегата планера определяется количеством входящих в его состав отдельных частей (деталей), изготавливаемых из ПКМ. Применительно к вертолету уровень интегральности конструкции агрегата планера, изготавливаемого из ПКМ, определяется количеством входящих в его состав отдельных частей (деталей). Чем меньше в его составе частей, тем они крупнее, выше уровень интегральности каждой части и соответственно выше уровень интегральности конструкции агрегата в целом.

Разработка методики определения рационального уровня интегральности, проведена на основе метода сравнения показателей совершенства проектируемого изделия с аналогом. Базовые показатели, спроектированной кабины пилотов, для изготовления по препреговой технологии с автоклавным формованием, сравнены с базовыми показателями аналога из металлических сплавов.

В качестве исходной конструкции выбран каркас фонаря кабины пилотов среднего многоцелевого вертолета семейства Ми-171. Проектирование проведено в САД системе Siemens NX с учетом свойств материалов, с моделированием

компоновки конструкции, определением количества сборочных единиц и массы конструкции.

Математическая модель, для количественной оценке уровня интегральности, спроектированного каркаса фонаря кабины пилотов, построена на основе формулы расчета коэффициента весовой отдачи [16].

Разработан алгоритм определения лучшего конструктивного решения кабины пилотов. За основу берется классический метод целевого расчета критерия эффективности, с последующим определением его наибольшего значения на основе оценок весовых коэффициентов.

Алгоритм выбора лучшего конструктивного решения разработан в контексте:

- принципов проектирования изделий из ПКМ;
- критериев, соответствующих этапам проектирования;
- определения допустимого предела изменения уровня интегральности, без нарушения сбалансированных значений ключевых характеристик;
- определения рационального конструктивного решения, на примере исследуемого агрегата планера вертолета.

Результатом является разработанная расчетная база количественной оценки уровня интегральности и алгоритм выбора лучшего решения.

Проведено моделирование и исследование конструктивных решений каркаса фонаря кабины пилотов из ПКМ, с учетом свойств материалов, компоновки конструкции, количеством деталей, сборочных единиц, при обеспечении весовой эффективности [17], и требований к планеру вертолета Ми-171А3, предназначенному для полетов на шельфовые буровые установки и проведения поисково-спасательных работ.

Сформированы исходные данные ключевых характеристик разработанных конструктивных решений.

При проектировании кабины пилотов, с учетом выбранных концепций проектирования, решена задача выбора лучшего конструктивного решения по следующим критериям:

- масса конструкции;
- количество соединений в конструкции;
- количественные значения уровня интегральности;
- допустимые пределы изменения уровня интегральности;
- трудоемкость изготовления.

В техническом задании (ТЗ) на проектирование агрегата заданы необходимые уровни снижения массы конструкции агрегата и трудоемкости его изготовления. Каждая разработанная конструкция также отвечает требуемым минимальным прочностным характеристикам.

Выполнено параметрическое исследование разработанной расчетной методики определения рационального уровня интегральности и результатов исследования разработанных конструктивных решений.

Намеченный в диссертационной работе комплекс мер по разработке алгоритма расчета уровня интегральности, на основе его взаимосвязи с основными характеристиками агрегатов планера, во многом должен способствовать расширению и рациональному использованию конструкций интегрального типа.

Актуальность темы исследования определена возрастающим применением в вертолетостроении интегральных конструкций из ПКМ нового поколения, при этом отсутствием у разработчиков инструмента для выбора уровня интегральности и определения рациональных параметров подобных конструкций на ранних стадиях их проектирования.

Степень разработанности темы исследования заключается в исследованиях в области применения и проектирования интегральных конструкций из полимерных композиционных материалов в летательных аппаратах, а также разработке интегральных конструкций под целевую задачу, и отображается в работах ряда отечественных авторов, таких как: М.Н. Тищенко,

А.В. Некрасов, А.С. Радин, О.А. Завалов, С.В. Михеев, Е.А. Башаров, А.Ю. Вагин, В.И. Халиуллин, И.М. Колганов, П.В. Дубровский, А.Н. Архипов, А.Г. Братухин, И.М. Буланов, В.В. Воробей.

Проведенный анализ публикаций, о методиках проектирования агрегатов летательных аппаратов из композиционных материалов, и ПКМ, в частности, позволяет выделить основной принцип разработанных методик проектирования – проектирование под целевую задачу, выделенную перед конструктором в качестве приоритета.

При проведении анализа публикаций, особое внимание уделено поиску примеров решения задач, связанных с разработкой и использованием алгоритмов количественной оценки уровня интегральности конструкций из ПКМ, и анализу взаимосвязи с их характеристиками.

Разрозненная и весьма ограниченная информация по обозначенным вопросам свидетельствует о сложности и актуальности их решения в рамках данного диссертационного исследования.

Объектом исследования является интегральная конструкция агрегата планера вертолета из ПКМ на примере каркаса фонаря кабины пилотов проектируемого вертолета Ми-171А3.

Предметом исследования диссертационной работы является методика количественного определения значений рационального уровня интегральности конструкций агрегатов планера из ПКМ и выбор соответствующих этому уровню ключевых характеристик разрабатываемой конструкции.

Целью исследования является разработка методики выбора рационального уровня интегральности и ключевых характеристик конструкций планера вертолета из ПКМ на основе создания:

- методики и математической модели определения комплексного критерия совершенства интегральной конструкции агрегатов планера вертолета из ПКМ в зависимости от их ключевых характеристик;
- алгоритма выбора рациональных конструктивных решений при проектировании агрегатов планера вертолетов из ПКМ.

Задачи исследования, решение которых необходимо для достижения поставленных целей:

1. Провести анализ практик проектирования интегральных конструкций из ПКМ и оценки уровня интегральности конструкции в агрегатах планера вертолетов;
2. Разработать математическую модель количественной оценки уровня интегральности конструкции из ПКМ и выбора рационального конструктивного решения;
3. Провести параметрическое исследование определения рационального уровня интегральности конструкции агрегата планера вертолета из ПКМ;
4. Провести оценку эффективности внедрения разработанной методики.

Научная новизна исследования заключается в разработанной методике выбора рационального уровня интегральности конструкции агрегатов планера вертолета из ПКМ как решение многокритериальной задачи с учетом особенностей разрабатываемой конструкции, а именно:

- в системном подходе к проектированию конструкции агрегата планера вертолета интегрального типа из ПКМ;
- в разработке математической модели количественной оценки уровня интегральности конструкции агрегата планера вертолета из ПКМ через комплексный критерий совершенства на примере каркаса фонаря кабины пилотов вертолета Ми-171А3;
- в разработке алгоритма выбора рационального конструктивного решения.

При этом в рамках исследований решены следующие научно-прикладные задачи:

1. Спроектированы в САД системе и исследованы интегральные конструкции каркаса фонаря кабины пилотов вертолета Ми-171А3, при различных концепциях проектирования;
2. Определены актуальные критерии для каждого этапа проектирования кабины пилотов;
3. Определены количественные значения ключевых характеристик и уровня интегральности для каждого типах конструкций каркаса фонаря кабины пилотов из ПКМ;
4. Разработана методика количественной оценки уровня интегральности конструкции из ПКМ;
5. Разработан алгоритм выбора рационального проектного решения на основе количественно – графической связи уровня интегральности с ключевыми характеристиками.

Теоретическая значимость работы заключается в разработке методики выбора рационального уровня интегральности конструкций из ПКМ и определении ее параметров для выбора наилучшего конструктивного решения при проектировании агрегатов планера вертолета на ранних этапах разработки.

Практическая значимость работы заключается в применении методики при выборе рационального конструктивного решения во время разработки интегральной конструкции каркаса фонаря кабины пилотов из ПКМ вертолета Ми-171А3 на базе АО «Национальный центр вертолетостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова».

Методология и методы исследования базируются на научных трудах отечественных и зарубежных ученых в области проектирования конструкций летательных аппаратов из полимерных композиционных материалов, методе

нормализации показателей, методе весовых коэффициентов, методе вариации произвольных постоянных, методе сравнительного анализа, методе системного анализа, классификационном методе, а также практический опыт работы в опытно-конструкторском бюро. Информационные источники научного исследования:

- научные источники в виде данных и сведений из книг, журнальных статей, научных докладов, материалов научно-технических конференций;
- официальные документы: положения, ГОСТ, СТО и ПИ;
- результаты собственных разработанных конструкций и расчетов.

Положения, выносимые на защиту диссертационной работы, состоят из:

1. Методики определения рационального уровня интегральности конструкции из ПКМ;
2. Параметрического исследования определения рационального уровня интегральности конструкции на примере фонаря кабины пилотов Ми-171А3;
3. Выбор рациональной проектируемой конструкции из ПКМ на основе разработанной методики.

Степень достоверности полученных результатов в диссертационной работе обеспечивается:

- валидацией методики при проектировании агрегатов планера вертолета в АО «НЦВ Миль и Камов»;
- решением задачи по проектированию конструкции носовой части опытного вертолета Ми-171А3, а именно каркаса фонаря кабины пилотов из ПКМ;
- проектировочными решениями, с использованием коммерческого программного комплекса автоматизации проектно-конструкторских работ, сравнения аналитических и численных результатов.

Апробация результатов исследования обеспечивается основными положениями и результатами по материалам диссертационного исследования отраженными в патенте, под названием «Обтекатель носовой авиационный

RU 215413 U1» и затрагиваются в 2-х печатных трудах из Перечня ВАК Минобрнауки России, а также в докладах на 4-х международных и всероссийских научных конференциях, указанных в Таблице 1.

Таблица 1 – Доклады на международных и российских конференциях

Год	Название конференции
2023	«Международный конгресс по авионавигации 2023», ФАУ «ЦАГИ», г. Москва, 4-5 декабря 2023 г.
	Конференция «Современные технические решения для испытаний вертолетной техники», ГК «МЕРА», г. Мытищи, 16 ноября 2023 г.
2021	47-я Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения - 2021», МАИ, г. Москва, 20-23 апреля 2021 г.
2020	46-я Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения - 2020», МАИ, г. Москва, 14-17 апреля 2020 г.

Личный вклад соискателя в диссертационное исследование заключается в разработке математического аппарата, алгоритмов для расчета и выбора рационального уровня интегральности и ключевых характеристик конструкции агрегатов планера вертолета из ПКМ.

Результаты, полученные при непосредственном участии соискателя, заключается в проектировании конструктивных решений конструкции каркаса фонаря кабины пилотов из ПКМ вертолета Ми-171А3.

Глава 1 Анализ практик проектирования агрегатов из полимерных композиционных материалов и выбор методики количественной оценки уровня интегральности

1.1 Анализ практик проектирования агрегатов из полимерных композиционных материалов

Решение поставленной задачи, по определению направлений совершенствования практики и процесса проектирования интегральных конструкций агрегатов планера вертолета из ПКМ, спланировано исходя из неразрывности его составляющих при создании: материала – технологии – конструкции, взаимосвязь которых должна найти отражение в методике проектирования.

За время развития отечественного вертолетостроения, начиная с 50-х годов прошлого века, для реализации конструкторских идей учеными материаловедами и промышленностью создана линейка композиционных материалов, часть из которых применяется и сегодня.

В этом ряду материалов, которые применяются сегодня особое место, из-за своих уникальных свойств, занимают полимерные композиционные материалы. Основным свойством и преимуществом ПКМ, в сравнении с металлическими сплавами, является их анизотропия и возможность формирования материала одновременно с проектированием изделия.

Данное свойство определило формирование тенденции замены металлических сплавов на композиционные материалы при создании новых вертолетов. Эта тенденция характерна как для мирового, так и для отечественного вертолетостроения, история которого тесно связана с созданием вертолетов семейства «Камов». Работы в данном направлении проводились на основе выверенного перевода изготовления не силовых деталей из металлических сплавов

на изготовление из стеклопластика. Выверенный подход реализовывался и в конструктивных решениях по снижению массы в силовых деталях вертолетов.

На этапе освоения применения ПКМ, в 80-е годы прошлого века, определены основные требования, определявшие экономические и технические ориентиры для применения ПКМ. Главные из них, снижение массы фюзеляжа, затрат на подготовку производства, стоимости изготовления, актуальны и в настоящее время.

В работе Башарова Е.А. и Вагина А.Ю. [1] представлены опыт и подход к выбору деталей вертолета для изготовления из ПКМ, а также этапы развития конструкторско-технологических решений КБ «Камов», в т.ч. и зарубежных фирм «Sicorsky», «Bell Helicopters».

В КБ «Камов» применение ПКМ закладывалось на начальных этапах проектирования. Первоначально этот принцип реализовывался в лопастях НВ из ПКМ, а затем и в конструкции фюзеляжа. Подходы КБ «Камов» к проектированию авторы разделили на три этапа:

1. Механический подход к выбору деталей для перевода их изготовления по традиционным технологиям из металла на технологию изготовления из стеклопластика;
2. Разработка конструкторско-технологических решений и изготовление деталей силового назначения, включая панели с сотовым наполнителем и обшивками из ПКМ;
3. Разработка интегральных цельно-композитных структур и крупногабаритных конструкций агрегатов фюзеляжа для вертолетов семейства «Ка».

Данный подход, получивший развитие в 80-е годы прошлого века, реализуется и в настоящее время в вертолетах Ка-50, Ка-52, Ка-226, Ка-60, Ка-62 (Рисунок 7). С заменой каркасной конструкции фюзеляжа панельной из ПКМ позволило снизить трудоемкость изготовления сотовых панелей на 28-35%, трудоемкость изготовления и сборки агрегатов из сотовых панелей на 43-50% и т.д. Авторами работы отмечается, что технические и экономические результаты

достигнуты благодаря тому, что в КБ «Камов» применение ПКМ в агрегатах вертолетов предусматривалось на ранних стадиях проектирования, первичной компоновки изделий и выработке конструктивно-технологических решений.

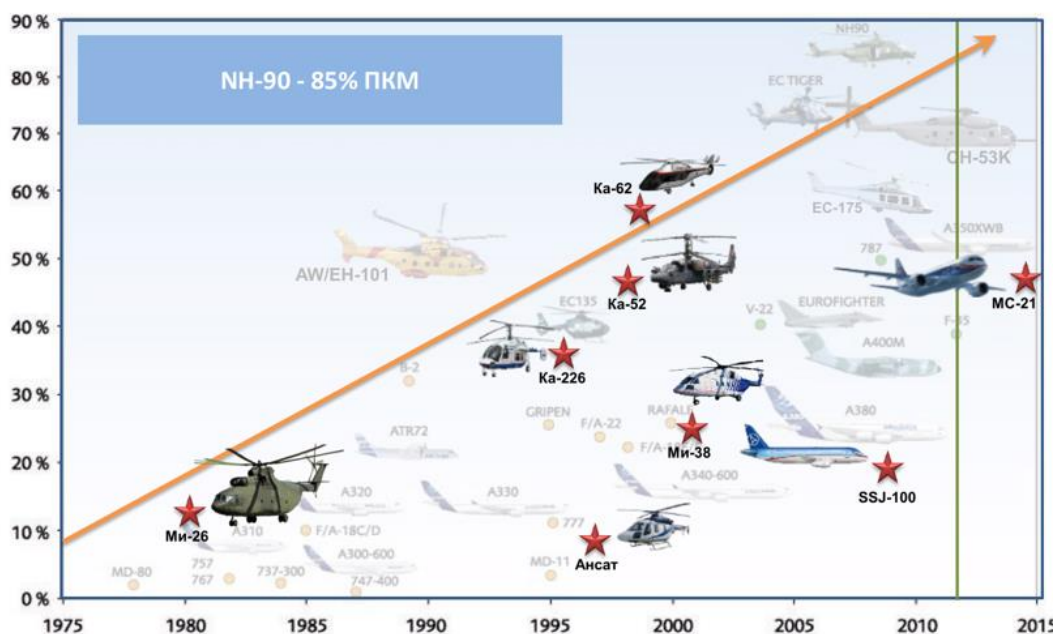


Рисунок 7 – Динамика применения ПКМ в отечественных и зарубежных ЛА

Достижение данных результатов обеспечивалось, соответствующими тому времени методическими подходами к проектированию, ассортиментом композиционных материалов и уровнем технических средств в распоряжении разработчика при проведении работ расчетного и конструкторского характера.

На формирование методических подходов большое влияние оказал и накопленный опыт перевода деталей из металлических сплавов на изготовление из композиционных материалов.

С появлением полимерных композиционных материалов нового класса на основе углерода, обладающих повышенными физико-механическими характеристиками, расширилось применение интегральных конструкций и обозначилась объективная необходимость в адаптации к новым условиям и сложившейся практики проектирования.

В числе новых условий можно отметить принципиальные отличия: физической природы полимерных композиционных материалов от металлов в обеспечении прочности и надежности; в технологии производства готовых изделий; в финальных технологиях обработки, за счет высокой технологичности и снижения до минимума механической обработки изделий из ПКМ.

В методике проектирования под заданную стоимость [14] основной задачей представлена разработка изделия, себестоимость производства которого, должна не превышать наперед заданную величину, при условии, что показатели качества изделия сохраняются не ниже некоторого минимального значения, обозначенного в техническом задании.

Для оценки себестоимости автор ввел в методологию исследования фактор сложности, а в качестве характеристики сложности критерий интегральности формы изделия.

Для оценки сложности изделия в методике использовалась система показателей интегральности формы, структура которой имеет вид графа типа «дерево», каждый ярус которого соответствует определенному этапу и варианту разработки. Наилучший вариант конструкторско-технологического облика изделия определяется по высшему уровню интегральности.

В методиках проектирования изделий из полимерных композиционных материалов, с учетом технологических особенностей изготовления [18, 19], в качестве приоритета определена технологичность конструкции.

В работе отмечается, что показатели технологического качества и технологичности, по сути, составляют «Технологическое совершенство» объекта конструирования, однако данный термин, как проектно-конструкторская категория качества объекта конструирования, в инженерной практике не применяется.

На практике используется понятие «технологичность». Базовые значения показателей технологичности устанавливаются в техническом задании на разработку изделия.

Достигнутые при проектировании показатели технологичности (трудоемкость изготовления; технологическая себестоимость; удельная

энергоёмкость; трудоёмкость монтажа; трудоёмкость ремонта; коэффициент применяемости материала; коэффициент унификации конструктивных элементов; коэффициент сборности), используются в процессе выбора наилучшего конструктивного решения.

Примером, когда в качестве приоритета определяется изделие, может рассматриваться методика расчета и проектирования створок люков содовой конструкции [20].

В методологическом плане, процесс проектирования предусматривает двухэтапный подход решения задачи.

Первый этап основан на допущении крепления створки к фюзеляжу в виде трехслойной пластины, применении аналитических зависимостей, полученных по упрощенной модели, из условий минимума массы изделия и обеспечения необходимой жесткости, но без учета прочности. При данном допущении определяется наиболее выгодная схема армирования несущих слоев и проводится предварительный выбор толщины обшивки и параметров балки.

Результаты первого этапа принимаются в качестве начального приближения.

На втором этапе, по уточненной расчетной модели проводится цикл расчетов с целью получения окончательных параметров проектируемого изделия, с учетом требований по прочности, массе и жесткости. Для различных вариантов конструкции створок дается сравнение веса и прогиба/жесткости пластины.

На сегодняшний день отечественная промышленность освоила выпуск серии конструкционных высокопрочных и высокомодульных углепластиков, на основе углеродной ленты и углеродной ткани саржевого типа плетения и эпоксидных связующих, созданных по стандартам авиастроения [4-8], [21].

Применение углепластиков, с повышенными прочностными, жесткостными, технологическими, эксплуатационными характеристиками и стабильностью размеров агрегатов при изменении температуры, делает углепластики практически незаменимыми как для повышения весовых свойств агрегатов и топливной эффективности вертолетов, так и для расширения их применения в регионах

с экстремальными климатическими условиями. Одним из таких регионов является Арктика.

В рамках программы до 2035 г., по освоению арктических природных богатств, важная роль отводится шельфовым месторождениям, освоение которых практически невозможно без современных вертолетов для доставки специалистов на буровые платформы [9].

В числе новых условий следует выделить цифровые технологии. Сегодняшний уровень применения цифровых технологий, систем проектирования CAD, CAE и современные отечественные композиционные материалы открывают новые возможности и выдвигают обоснованные требования по совершенствованию методик проектирования и использованию возможностей на ранних стадиях проектирования [10-12].

1.2 Определение интегральных конструкций из полимерных композиционных материалов и их особенности

Под интегральными конструкциями можно понимать изделия, состоящие из разных по геометрическим характеристикам и функциональному назначению элементов, объединенных в единое целое без соединительных швов. В свою очередь понятие «интегральный» является синонимом «монолитный» и традиционно отождествляется с массивной конструкцией, элементы которой имеют один порядок измерения. Задолго до применения композиционных материалов в машиностроении использовались подобные изделия сложной конфигурации из металлов и пластмасс.

Согласно определению Всероссийского научно-исследовательского института авиационных материалов (ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ), интегральные конструкции из ПКМ представляют собой неразъемное соединение нескольких деталей и изготавливаются из заранее отвержденных деталей, склеиваемых между собой или деталей-полуфабрикатов, отверждаемых в едином цикле формования,

отличительной особенностью которых является создание материала одновременно с конструкцией.

Методы получения интегральных конструкций однородных изотропных материалов металлов и пластмасс можно разделить на четыре основных процесса:

- Литье из металлов и пластмасс - на Рисунке 8а;
- Механическая обработка – на Рисунке 8б;
- Сварка – на Рисунке 8в;
- Аддитивные технологии – на Рисунке 8г.

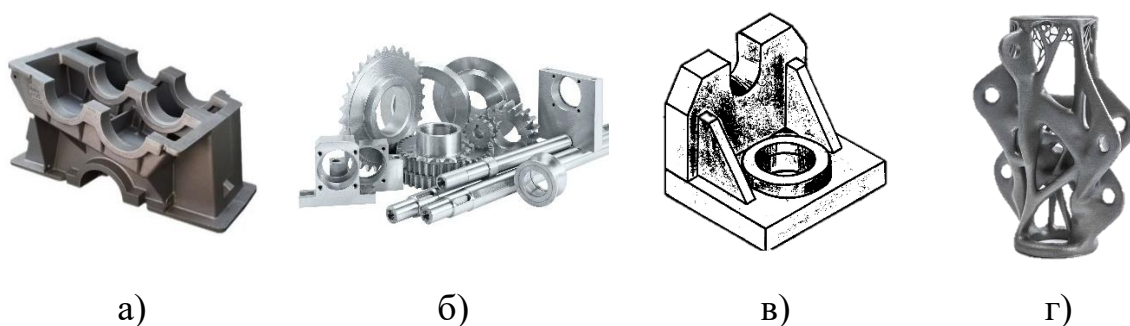


Рисунок 8 – Методы получения интегральных конструкций из металлов и пластмасс

При получении интегральных конструкций из ПКМ необходимо учитывать критерии для возможного прогноза качества и технологичности конструкции:

- сохранение непрерывности волокон;
- возможность получение развертки ткани, необходимой для изготовления структурных элементов на плоскость;
- обеспечение драпируемости материала;
- возможность обеспечения равномерного давления во всех зонах изделия на этапе формования;
- возможность удаления закладных элементов, необходимых при формовании.

Сопоставляя технологичность металлических и композитных интегральных конструкций открытого типа с продольным подкреплением и конструкциями

с угловыми зонами пересечения трех поверхностей, можно выделить достоинства металлов:

- высокая точность изготовления при механической обработке;
- равномерная прочность во всех зонах, включая стыки;
- адекватный расчет прочности во всех зонах;
- меньше коробление.

А также их недостатки:

- низкий коэффициент использования материала;
- ограниченные размеры изделия из-за размеров заготовки;
- сложность получения элементов с малой толщиной.

Изготовление интегральных конструкций с многосвязным сечением, замкнутыми полостями и конструкциями рамного типа из высокопрочных сплавов без сборочных операций невозможно, а при изготовлении интегральных конструкций кронштейнов и качалок технологичность соизмерима. В случае с композитными изделиями преимуществом будет выигрыш в массе, что является одним из основополагающих факторов в авиационной промышленности.

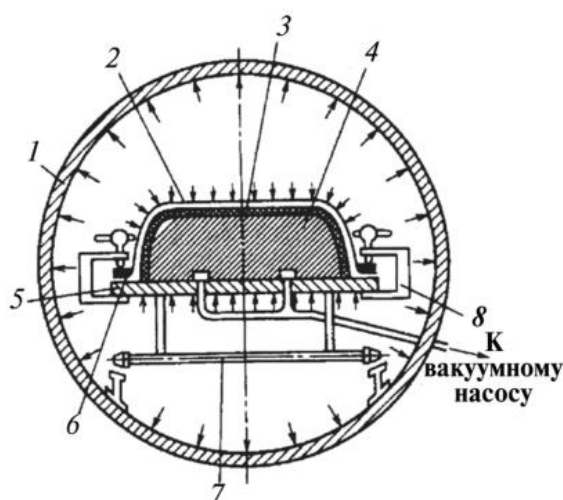
1.3 Постановка задачи выбора ключевых характеристик при расчете комплексного критерия совершенства интегральной конструкции

В рамках представленного исследования, учитывая опыт применения ПКМ при проектировании вертолетов конструкторских бюро «Миль» и «Камов», формируется подход, в котором целевой задачей является разработка методики выбора рационального уровня интегральности разрабатываемой конструкции агрегатов планера винтокрылых летательных аппаратов (ВКЛА) из ПКМ и выбора наилучшего конструктивного решения, при соблюдении определенных требований.

В качестве предмета исследования рассматривается конструкция каркаса фонаря кабины пилотов из ПКМ. Согласно техническому заданию (ТЗ)

на разработку конструкции определен автоклавный метод формования для изготовления деталей из ПКМ.

Автоклавный метод формования используется для получения многослойных изделий из препрегов, отличающихся высокой прочностью, жесткостью и точностью геометрических размеров. На рисунке 8 схематично представлена технология автоклавного формования.



- 1 – автоклав;
- 2 – резиновый чехол;
- 3 – формуемое изделие;
- 4 – форма;
- 5 – плита;
- 6 – прижимное устройство;
- 7 – тележка;
- 8 – винтовой зажим.

Рисунок 9 – Схема формования в автоклавах

Метод автоклавного формования заключается в выкладке предварительно раскроенного препрега в форму, которую затем помещают в вакуумный мешок и откачивают воздух. За счет вакуумирования мешка с препрегом происходит частичное удаление летучих компонентов и воздушных включений, что обеспечивает низкую пористость получаемого изделия и равномерность его свойств в объеме. Далее вакуумированный мешок с формирующей оснасткой подается во внутреннее пространство автоклава. При сохранении разрежения внутри вакуумного мешка в рабочем пространстве автоклава создается избыточное давление (до 3,0 МПа) и повышенная температура (до 380°C) [22]. На рисунке 10 представлен подготовленный технологический пакет в автоклаве.



Рисунок 10 – Технологический пакет детали в автоклаве

При проработке решений по массе агрегата учтены рекомендации специалистов ФГУП ВИАМ [23-24], допускающие снижение массы проектируемой конструкции из ПКМ в диапазоне 15-30% в сравнении с аналогичной конструкции вертолета прототипа, в которой детали изготавливаются из металлических материалов.

Для сравнительного анализа в качестве оптимизируемого агрегата взят каркас фонаря кабины пилотов среднего многоцелевого гражданского вертолета семейства Ми-171 (Рисунок 11), разработанного опытным конструкторским бюро имени Михаила Леонтьевича Миля в 1991 году, в конструкции которого используются детали из магниевых сплавов, прессованные и гнутые профили, штампованные, фрезерованные детали и крепежные элементы по ОСТ и ГОСТ.

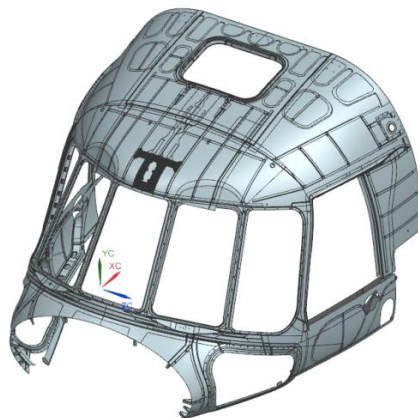


Рисунок 11 – Внешний вид каркаса фонаря кабины пилотов вертолета Ми-171

На основе проведенного комплексного анализа: условий эксплуатации агрегата прототипа, в составе конструкции планера вертолета и технологии изготовления каркаса фонаря кабины пилотов гражданского вертолета Ми-171, сформирован перечень ключевых характеристик (Таблица 2).

Таблица 2 – Перечень ключевых характеристик конструкции каркаса фонаря кабины пилотов вертолета Ми-171

№ п/п	Характеристика	Значение
1.	Количество деталей, ед.	250
2.	Количество соединений, ед.	632
3.	Количество крепежных изделий, ед.	1220
4.	Количество металлических деталей, ед.	451
5.	Количество композитных деталей, ед.	0
6.	Масса конструкции, кг	72

Для количественной оценки уровня интегральности конструкции агрегата в соответствии с ранее принятым решением из перечисленных в таблице характеристик используется величина $k_{дет}$ – количество деталей, исходя из того, что количество деталей является ключевым параметром конструкций интегрального типа, в соответствии с определением интегральных конструкций, приведенных в работах ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ и ЦКТ КНИТУ-КАИ.

Для количественной оценки совершенства интегральной конструкции агрегата примем следующий набор ключевых характеристик:

1. Количество соединений;
2. Количество крепежа;
3. Масса конструкции;
4. Трудоемкость изготовления.

Количество соединений в рамках интегральной конструкции из ПКМ отображает уровень раздробленности и сложности сборки агрегата. Данная ключевая характеристика оценивает количество мест механического соединения между различными элементами конструкции. Снижение количества соединений в конструкции позволяет повысить ее прочностные характеристики, а также повысить технологичность, снизив временные затраты на агрегатную сборку.

Количество крепежных элементов отражает количество стандартизированных или чертежных элементов в составе конструкции, необходимых для обеспечения соединения различных ее компонентов в единое целое. При снижении количества крепежных элементов снижается также и общая масса агрегата, и вероятность возникновения коррозии.

Масса конструкции является одним из ключевых характеристик в конструкции летательных аппаратов (ЛА) в целом. Снижение массы конструкции является основным преимуществом и стремлением при проектировании интегральных конструкций за счет увеличения топливной эффективности и грузоподъемности вертолета.

Трудоемкость изготовления, в качестве ключевой характеристики, определена в качестве экономического показателя исходя из отображения количества времени и ресурсов, необходимых для изготовления конструкции. Снижение трудоемкости повышает эффективность и конкурентоспособность конструкции из ПКМ за счет снижения временных и финансовых затрат на производство, увеличения скорости выпуска продукции и снижения рисков появления возможных дефектов.

Следует отметить, что принимаемый набор ключевых характеристик для оценки совершенства интегральной конструкции агрегата может меняться в зависимости от типа рассматриваемого агрегата, назначения вертолета на котором он установлен, условий применения вертолета, условий производства и прочих факторов.

1.4 Количественная оценка уровня интегральности конструкции из полимерных композиционных материалов

Рассматриваемый метод определения количественного значения уровня интегральности позволяет разработчику проводить анализ проектируемой конструкции на ранних этапах проектирования.

Исходя из допущения, что использование интегральных структур в конструкции является определяющим в снижении массы и достижения как минимум заданных исходных данных, предполагается применение сравнительного метода анализа количественного значения уровня интегральности конструкции.

Учитывая особенности интегральных конструкций из ПКМ, принято допущение, что изменение уровня интегральности в зависимости от количества деталей, можно рассматривать как переменную величину с не заданными границами. Исходя из данного допущения, на основе метода интервалов [25] установлен интервал (0; 1) рассмотрения изменения данных, где: 1 – соответствует критерию x_{max} - максимальной степени интегральности с малым количеством деталей, а 0 – соответствует критерию x_{min} - минимальной степени интегральности с большим количеством деталей.

Используя метод нормирования критериев [26], можно определять их изменения в диапазоне от 0 до 1 по формуле:

$$y = \frac{x - x_{min}}{x_{max} - x_{min}} \quad (1)$$

В работах [27-28] рассмотрена формула для расчета уровня интегральности при оценке влияния единичного критерия оценки (2), и формула при рассмотрении влияния нескольких критериев оценки (3).

Необходимо учесть, что представленные формулы линейной нормализации не являются строго закрепленными в конкретной области применения.

Данный подход регулярно используется в статистике, машинном обучении, обработке сигналов, физике и инженерии.

$$I_i = 1 - \frac{k_{\text{дем}i}}{k_{\text{дем}max}}, \quad (2)$$

где $k_{\text{дем}i}$ – количество деталей исследуемого агрегата;

$k_{\text{дем}max}$ – количество деталей в агрегате – прототипе.

$$I_i = \frac{I_{i1} + I_{i2} + \dots + I_{ij}}{k}, \text{ при } 0 \leq I \leq 1 \quad (3)$$

где k – общее количество учитываемых критериев оценки;

I_{ij} – уровень интегральности по определенной характеристике, проектируемого агрегата, аналогично формуле (2).

Количество и вид критериев оценки конструкции в данной модели ограничены возможностью представить данные проектируемой и исходной конструкций в числовом формате.

Определение наилучшего конструктивного решения в данном случае, не смотря на многопараметрический подход решения, может быть ошибочным, исходя из того, что конструкция может быть перетяжелена, быть чрезмерно дорогой в производстве или не технологичной с точки зрения ее контроля или эксплуатации. В связи с этим встает вопрос о значимости выбранных характеристик исследуемой конструкции, а также о том, какое из разрабатываемых конструктивных решений на ранних этапах является более предпочтительным.

1.5 Методика расчета комплексного критерия совершенства интегральной конструкции в зависимости от ее ключевых характеристик с использованием весовых коэффициентов

Предлагаемая методика расчета комплексного критерия совершенства интегральной конструкции агрегата из ПКМ является многопараметрической и позволяет разработчику проводить анализ проектируемой конструкции по ключевым характеристикам, выбираемым в зависимости от решаемой задачи с учетом значимости отдельных проектных ключевых характеристик конструкции.

Проектирование конструкций агрегатов планера летательных аппаратов с учетом вероятностного и оптимального проектирования, подходов к оптимизации и рационального проектирования рассматриваются в ряде работ отечественных авторов [29-32].

Использование многокритериального подхода к анализу становится необходимым для достижения баланса между различными аспектами проектирования агрегатов планера вертолета. Использование таких ключевых характеристик, как количество деталей, соединений, масса конструкции, трудоемкость изготовления и другие, позволяет инженерам принимать обоснованные решения при выборе рациональных конструктивных решений.

Особую важность при этом имеют весовые коэффициенты, которые отражают относительную значимость каждой ключевой характеристики в конечном результате. Например, при проектировании агрегатов вертолета из ПКМ весовые коэффициенты могут быть установлены таким образом, чтобы придать больший вес ключевым характеристикам, связанным с массой конструкции или трудоемкостью изготовления, учитывая их ключевое значение для эксплуатационных и экономических показателей вертолета.

Таким образом, многокритериальные методы анализа и проектирования, вместе с правильным учетом весовых коэффициентов, позволяют инженерам создавать инновационные и оптимизированные конструкции агрегатов планера

вертолета, сочетающие в себе высокие технические показатели, эффективность производства и экономическую целесообразность.

Для рассматриваемых методов многокритериальной оценки существенным является упорядочивание критериев. В связи с особенностями каждой разрабатываемой конструкции и условиям ее эксплуатации служит установка типичных или средних критериев для каждого случая отдельно.

Предлагаемый способ расчета позволяет пользователю методики учитывать и другие, характерные особенности конструкции, которые можно выразить в числовом виде. Эти характеристики можно разделить на две группы по следующему принципу: в первую группу включаются величины, которые характеризуются наилучшими свойствами при наименьших значениях; во вторую группу – те величины, которые характеризуются наилучшими свойствами при наибольших значениях.

Для обеспечения возможности представления критерия одним числом все указанные и возможные характеристики должны быть приведены к безразмерному виду. Для этого из диапазона численных значений каждой характеристики определяются минимальное и максимальное значения, и по ним определяется диапазон изменений данной характеристики. После этого вычисляются отношения для группы улучшения свойств при наименьших значениях – разность текущего и минимального, а для второй группы разности максимального и текущего значений относится к диапазону изменения каждой ключевой характеристики.

Для каждого варианта конструктивного решения производится суммирование по всем характеристикам произведений коэффициента степени влияния (веса) на соответствующее отношение. Приведена формула для вычисления комплексного критерия совершенства интегральности конструкции агрегата:

$$I_i = \sum_{j=1}^m I_{ij}, \quad (4)$$

где I_i – комплексный критерий совершенства i -го конструктивного решения;

I_{ij} – критерий совершенства j -ой ключевой характеристики i -го конструктивного решения;

$j = 1, \dots, m$ – индекс ключевой характеристики;

$i = 1, \dots, n$ – индекс конструктивного решения.

В свою очередь при нормализации показателей с учетом направления предпочтительности критерий совершенства I_{ij}^{\min} ключевой характеристики, определяющейся наилучшими свойствами при наименьших значениях, рассчитывается по формуле:

$$I_{ij}^{\min} = \lambda_j \cdot \frac{P_{\max j} - P_{calci j}}{P_{\max j} - P_{\min j}}, \quad (5)$$

где $P_{calci j}$ – значение j -ой ключевой характеристики i -го расчетного конструктивного решения;

$P_{\min j}$ – минимальное значение j -ой ключевой характеристики;

$P_{\max j}$ – максимальное значение j -ой ключевой характеристики;

λ_j – весовой коэффициент j -ой ключевой характеристики.

Критерий совершенства I_{ij}^{\max} ключевой характеристики, определяющейся наилучшими свойствами при наибольших значениях, рассчитывается по формуле:

$$I_{ij}^{\max} = \lambda_j \cdot \frac{P_{calci j} - P_{\min j}}{P_{\max j} - P_{\min j}}, \quad (6)$$

Таким образом для проведения расчета комплексного критерия совершенства конструкции I_i с автоматическим выбором условия свойств ключевой характеристики представлена обобщенная формула:

$$I_i = \sum_{j=1}^m \lambda_j \cdot \frac{(1-s_j)(P_{calci j} - P_{\min j}) + s_j(P_{\max j} - P_{calci j})}{P_{\max j} - P_{\min j}}, \quad (7)$$

где $s_j \in \{0,1\}$ – логический индикатор j -ой ключевой характеристики:

$s_j = 0$ – наилучшие свойствами j -ой ключевой характеристики при наибольших значениях;

$s_j = 1$ – наилучшие свойствами j -ой ключевой характеристики при наименьших значениях;

Формула (7) разработана в целях повышения удобства проведения расчетов в автоматизированных средах численных вычислений таких как MatLab или Microsoft Excel.

1.6 Выбор метода и расчета коэффициентов степени влияния

Весовые коэффициенты в данном случае должны качественно отражать важность соответствующих ключевых характеристик. Значения λ_j выбираются исходя из анализа мирового уровня развития данной отрасли, из требований к проектируемому объекту и из существующих возможностей реализации этих требований. Открытие новых физических принципов и разработка новых методов проектирования могут существенно влиять на значения весовых коэффициентов.

Величина λ_j определяет важность ключевой характеристики и задает в количественном измерении предпочтение j -ой ключевой характеристики над другими. Весовые коэффициенты λ_j также должны удовлетворять

условию $\sum_{j=1}^m \lambda_j = 1$. В связи с этим возникает вопрос определения численных

значений весовых коэффициентов λ_j . Ответом на данный вопрос служит информация о важности ключевых характеристик применимых к конкретно разрабатываемому агрегату.

Для определения значений λ_j – коэффициента степени влияния (весовых коэффициентов) представляется возможным использование, как статистических данных, так и расчетных.

1.6.1 Определение коэффициентов степени влияния на основе статистических данных

Статистические данные предложено формировать на основе анализа конструкций существующих вертолетов, научных публикаций о влиянии критериев оценки на эффективность ЛА, экспертных оценок эксплуатантов вертолетной техники. Подход к данной оценке можно разделить на два основных направления по способу обработки собранных данных.

1.6.1.1 Расчет коэффициентов степени влияния энтропийным методом

Для расчета весовых коэффициентов на основе собранного массива данных схожих конструкций аналогичных по классу вертолетов применяется энтропийный подход [33-35]. Он позволяет осуществить взвешивание на основе объективного анализа распределения статистических данных по каждому признаку.

Энтропийный метод опирается на концепцию теории информации и предполагает, что чем более вариативным является признак, тем больший итоговый вес он должен иметь. В его основе лежит расчет энтропии Шеннона, производящий измерения степени неопределенности значений конкретной характеристики по всей совокупности объектов.

Для каждой j -ой ключевой характеристики (P_{ij}) i -ой рассматриваемой конструкции проводится нормализация значений по формуле:

$$P_{ij} = \frac{P_{ij}}{\sum_{i=1}^n P_{ij}}, \quad (8)$$

где p_{ij} – доля j -ой ключевой характеристики в общей группе n -го количества i -ых типовых конструкций;

P_{ij} – значение j -ой ключевой характеристики i -го конструктивного решения;

$j = 1, \dots, m$ – индекс ключевой характеристики;

$i = 1, \dots, n$ – индекс типовой конструкции.

Расчет энтропии j -ой ключевой характеристики проводится по формуле:

$$e_j = -k \sum_{i=1}^n p_{ij} \cdot \ln(p_{ij}), \quad (9)$$

где e_j – энтропия j -ой ключевой характеристики;

$k = \frac{1}{\ln n}$ – нормализующий коэффициент для ограничения $e_j \in [0, 1]$;

Вычисление информационной ценности (d_j) j -ой ключевой характеристики проводится по формуле:

$$d_j = 1 - e_j, \quad (10)$$

Расчет весовых коэффициентов рассчитывается аналогично нормализации значений по формуле:

$$\lambda_j = \frac{d_j}{\sum_{j=1}^m d_j}, \quad (11)$$

Данный подход особенно эффективен при наличии достаточно большого массива статистических данных, поскольку позволяет учитывать не только разброс, но и форму распределения, наличие превалирующих или сглаженных значений, тем самым обеспечивая более устойчивую и обоснованную шкалу значимости признаков.

1.6.1.2 Расчет коэффициентов степени влияния через коэффициент вариации

Одним из объективных методов определения весовых коэффициентов, аналогично энтропийному методу, является использование коэффициента вариации (CV) [36-37], представляющего из себя отношения стандартного отклонения к среднему значению ключевой характеристики (P_j).

Применение коэффициента вариации позволяет учесть относительную изменчивость каждой ключевой характеристики, что особенно важно, если значения измеряются в разных единицах или имеют разный масштаб. Данный подход обеспечивает стандартизированную дисперсную оценку, позволяя проводить более содержательное сравнение.

Коэффициент вариации, как безразмерный показатель, применяется при сравнении изменчивости разных ключевых характеристик и рассчитывается по формуле:

$$CV_j = \frac{\sigma_j}{\mu_j}, \quad (12)$$

где CV_j – коэффициент вариации j -ой ключевой характеристики;

σ_j – стандартное отклонение j -ой ключевой характеристики;

μ_j – среднее значение j -ой ключевой характеристики по всем i -м конструктивным решениям;

$j = 1, \dots, m$ – индекс ключевой характеристики.

Расчет весовых коэффициентов рассчитывается по формуле:

$$\lambda_j = \frac{CV_j}{\sum_{j=1}^m CV_j}, \quad (13)$$

Учитывая относительную изменчивость ключевых характеристик коэффициент вариации позволяет быстро определить, какие из них обладают большей дисперсионной способностью. Применение коэффициента вариации

является обоснованным решением в условиях ограниченного объема статистических данных, когда по тем или иным причинам невозможно собрать всеобъемлющую статистику.

1.6.2 Определение коэффициентов степени влияния на основе метода экспертных оценок

Основа метода экспертных оценок заключается в использовании прикладных знаний людей и статистических данные, на основе опыта работы в профильной области [38-40], а также в способности поиска и нахождения решения слабо формализованных задач. В теории экспертных оценок разработан ряд методов проведения экспертизы. Наиболее эффективным является метод приписывания баллов.

Метод приписывания баллов основывается на оценке экспертами важности частных критериев по шкале от 1 до 10 баллов. При этом допускается оценка важности дробными величинами или приписыванием одной и той же величины из выбранной шкалы нескольким критериям.

Для каждой ключевой j -ой ключевой характеристики рассчитывается сумма оценок от всех экспертов по формуле:

$$r_j = \sum_{k=1}^q b_{kj}, \quad (14)$$

где r_j – сумма оценок от всех экспертов по j -ой ключевой характеристике;

b_{kj} – балльная оценка важность k -м экспертом j -ой ключевой характеристики;

$k = 1, \dots, q$ – индекс эксперта;

$j = 1, \dots, m$ – индекс ключевой характеристики.

Расчет весовых коэффициентов рассчитывается по формуле:

$$\lambda_j = \frac{r_j}{\sum_{j=1}^m r_j}, \quad (15)$$

Подразумевается, что эксперты имеют равную компетентность и достаточный опыт в сфере проектирования конструкций агрегатов планера вертолетов. Уровень квалификации экспертов предполагает наличие должности главного конструктора или главного специалиста в конструкторском бюро или научно-исследовательском отделе (НИО) профильных организаций. Однако в случае большой разницы компетентности экспертов оценка может быть неточной. В данном случае компетентность j -го эксперта оценивается положительной величиной α_j - весом эксперта. Данные величины будут считаться нормированными при $\sum_{j=1}^L \alpha_j = 1$.

Тогда для метода приписывания баллов r_i - будет равен:

$$r_j = \sum_{k=1}^q \alpha \cdot b_{kj}, \quad (14)$$

где значения α_j допускается в определенных случаях выбирать из интервала $0 \leq \alpha_j \leq 1$.

Метод приписывания баллов позволяет с большой точностью оценить весовые коэффициенты ключевых характеристик конструкции, в частности при их большом количестве или технически сложной конструкции.

1.7 Алгоритм определения рационального уровня интегральности конструкции с использованием коэффициентов степени влияния

При разработке конструкции того или иного агрегата планера вертолета на этапе аванпроекта конструктор обязан предварительно проработать несколько различных концепций и выбрать наилучшее конструктивное решение для проведения дальнейшего этапа опытно-конструкторских работ в целях обоснования дальнейшей целесообразности его разработки.

Для решения данной задачи предлагается алгоритм определения рационального уровня интегральности конструкции агрегатов планера вертолета из ПКМ, на примере каркаса фонаря кабины пилотов вертолета Ми-171А3, предназначенного для полетов на буровые платформы и выполнения поисково-спасательных работ.

Алгоритм (Рисунок 12) основывается на проведении расчета по формуле для вычисления комплексного критерия совершенства интегральной конструкции с коэффициентов степени влияния (весовых коэффициентов) ключевых характеристик.

Алгоритм состоит из 5 пунктов:

1. Формирование матрицы показателей ключевых характеристик P_j по каждому конструктивному решению;
2. Выбор метода и расчет весовых коэффициентов:
 - 2.1. Выбор метода расчета весовых коэффициентов в соответствии со сложностью конструкции и количеством частных критериев;
 - 2.2. Сбор экспертных оценок по каждому частному критерию P_j и расчет весовых коэффициентов λ_j ;
3. Расчет частных критериев оценки интегральной конструкции в безразмерном виде по группам наилучшего результата

при наименьшем значении: $I_{ij}^{\min} = \lambda_j \cdot \frac{P_{\max j} - P_{calci j}}{P_{\max j} - P_{\min j}}$ и наилучшего результата

при наибольшем значении: $I_{ij}^{\max} = \lambda_j \cdot \frac{P_{calci j} - P_{\min j}}{P_{\max j} - P_{\min j}}$;

4. Расчет комплексного критерия совершенства интегральной конструкций I_i по каждому конструктивному решению, рассчитанный по формуле (4);
5. Выбор конструктивного решения, соответствующего максимальному значению критерия совершенства интегральной конструкций I .

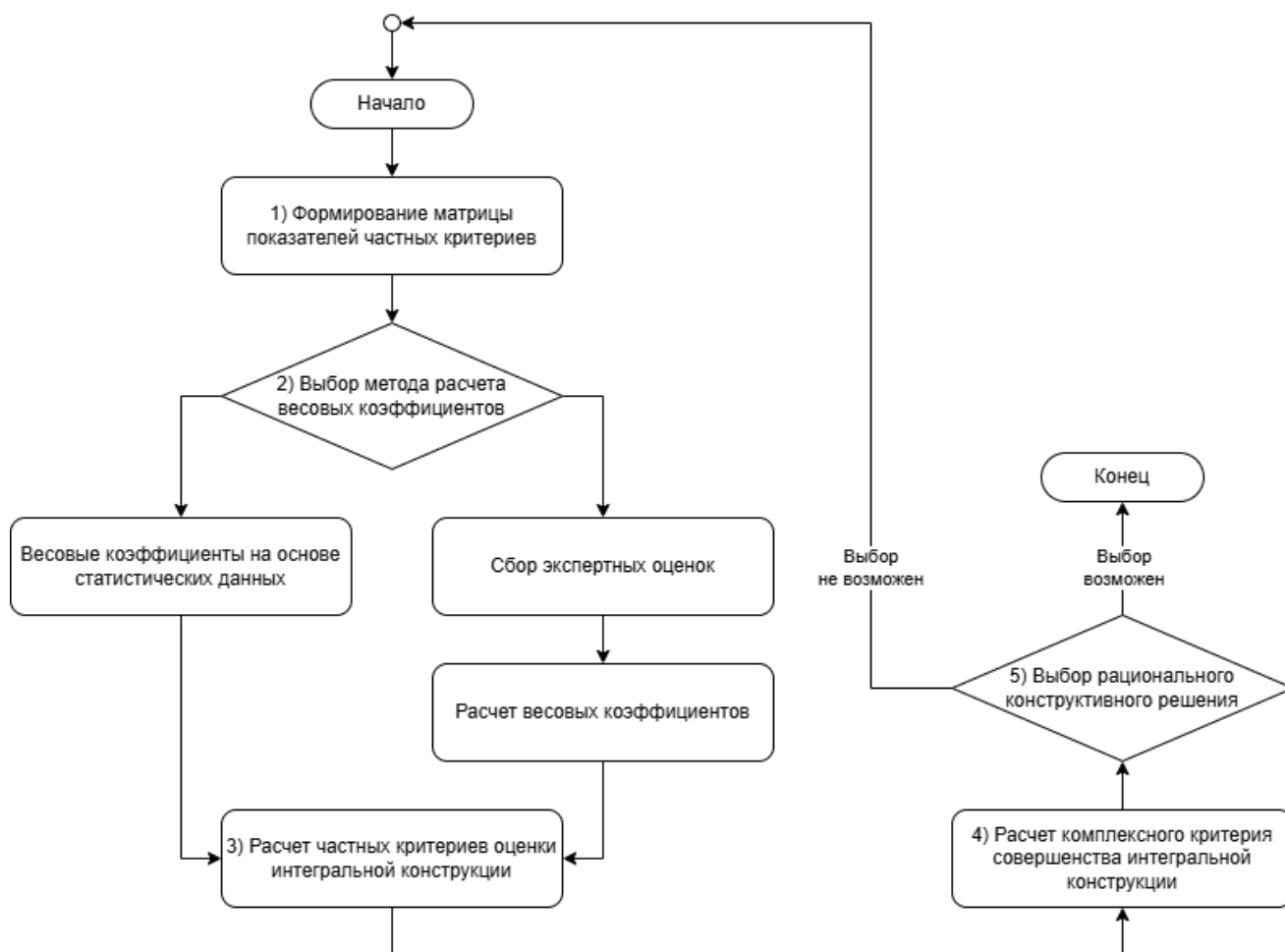


Рисунок 12 – Блок-схема методики выбора рационального уровня интегральности

Заключение к Главе 1

В данной главе проведен анализ практик проектирования интегральных агрегатов из полимерных композиционных материалов, который показал необходимость дальнейшего развития данного направления в области авиастроения, что подводит к постановке задачи определения ключевых характеристик при выборе уровня интегральности конструкций.

В качестве предмета исследования выбрана конструкция каркаса фонаря кабины пилотов вертолета Ми-171А3, разработка которого производилась для выполнения полетов над морем на буровые платформы и проведения поисково-спасательных работ. Исследование количественной оценки уровня интегральности проводится методом сравнения базовых показателей.

Разработана методика и математический алгоритм определения рационального уровня интегральности конструкции, основанный на многокритериальной оценке с учетом коэффициентов степени влияния, полученных статистических данных либо методом экспертных оценок.

Глава 2 Исследование конструктивных решений каркаса фонаря кабины пилотов вертолета Ми-171А3

Рассматриваемый объект исследования в данной работе является крупногабаритный агрегат планера, проектируемого АО «НЦВ Миль и Камов» вертолета Ми-171А3 (Рисунок 13), предназначенный для доставки на шельфовые буровые платформы людей и грузов, а также проведения в открытом море поисково-спасательных операций. Разработка данного вертолета обусловлена необходимостью модернизации существующего парка, а также соответствия вертолета данного типа стандартам Международной ассоциации производителей нефти и газа (IOGP)».



Рисунок 13 – Предварительный концепт вертолета Ми-171А3

Для соответствия вертолета заявленным тактико-техническим характеристикам (ТТХ) и выполняемым задачам решено разрабатывать часть крупногабаритных агрегатов планера из современных композиционных материалов. Данное решение обусловлено возможностью создания легких и прочных конструкций при правильном подходе проектирования деталей из ПКМ.

2.1 Используемые технологические ограничения при проектировании конструкции фонаря кабины пилотов из полимерных композиционных материалов

Композиционные материалы представляют собой материалы, состоящие из двух и более компонентов (отдельных волокон или других армирующих элементов и связующей их матрицы) и обладающие специфическими свойствами, отличными от суммарных свойств составляющих. ПКМ являются разновидностью КМ, в основе (матрице) которых лежат полимеры.

Свойства ПКМ зависят от большого числа факторов и в первую очередь характеризуются:

- составом, формой, длиной, диаметром армирующих волокон и способом подготовки их поверхности;
- объемным содержанием армирующего наполнителя и связующего;
- качеством пропитки армирующего наполнителя связующим;
- свойствами связующего и прочностью его связи с наполнителем;
- технологией (методом и режимом) изготовления ПКМ;
- взаимным расположением армирующего наполнителя в изделии (схемой армирования).

В машиностроении к конструкционным относятся материалы, из которых изготавливают конструкции и детали машин, воспринимающие механические нагрузки [41]. Для композиционных конструкционных материалов характерны следующие признаки:

- состав и форма компонентов материала определены заранее;
- компоненты присутствуют в количествах, обеспечивающих заданные свойства материала;
- материал является однородным в макромасштабе и неоднородным в микромасштабе (компоненты различаются по свойствам, между ними есть граница раздела).

Одним из основных преимуществ КМ по сравнению с традиционными изотропными и однородными материалами является возможность формирования их внутренней структуры по усмотрению разработчика.

В рамках диссертационной работы рассматриваются конструкции агрегатов планера вертолета, изготавливаемые методом автоклавного формования. Для создания технологичной конструкции детали необходимо знать условия работы

и эксплуатации детали в изделии [42]; механические, теплофизические, электроизоляционные и другие свойства применяемых материалов; технологические особенности переработки материалов; серийность изготовления.

В проектируемой конструкции фонаря кабины пилотов применяются препреги на основе стекло- и углеволоконистых препрегов.

Стекланные волокнистые наполнители вводят в термопластичные и термореактивные полимеры, иногда в сочетании с другими волокнистыми и порошкообразными наполнителями. При введении стекланных волокнистых наполнителей повышаются физико-химические показатели, понижается коэффициент трения, улучшаются диэлектрические свойства, тепло-, износ- и химическая стойкость материала. К недостаткам таких наполнителей можно отнести низкую адгезию к некоторым связующим, заметное снижение прочности во влажных средах, при наполнении термопластов – анизотропия свойств изделий [43].

Углеродные волокна обладают высокой теплостойкостью, низким коэффициентом трения и термического расширения, высокой стойкостью к химическим реагентам и атмосферным воздействиям. Углеродные волокна, применяемые для армирования конструкционных материалов, условно делятся на две группы: высокомодульные и высокопрочные [44].

Используемые промежуточные полуфабрикаты в виде препрегов представляют собой полуфабрикаты, хранящиеся в виде рулонов или пакетов, слои препрега разделены пленкой. Полуфабрикаты обладают большой жизнеспособностью. При комнатной температуре срок хранения препрегов

составляет ~3 месяца. Охлажденные препреги могут сохранять свои свойства до 1 года.

В разделе С части 29 Норм летной годности описаны общие требования к прочности при нагрузках в полете, нагрузках на поверхности и системы управления, нагрузках на земле, нагрузках на воде, требования к основным элементам конструкции, условия аварийной посадки и условия усталостной прочности.

При расчетах необходимо использовать коэффициент безопасности, равный 2. Этот коэффициент применяется к внешним и инерционным нагрузкам, если его применение к напряжениям не является более надежным.

Конструкция должна быть способной выдерживать эксплуатационные нагрузки без возникновения опасной или остаточной деформации. При любых нагрузках, вплоть до эксплуатационных значений, деформация не должна влиять на безопасность эксплуатации.

Наиболее высокое давление при формовании можно получить в автоклавах (до 15 МПа), поэтому автоклавное формование находит применение при изготовлении крупногабаритных деталей сложной конфигурации. Конструкция таких деталей должна по возможности обеспечивать простоту конструкции цулаг (создают наружную поверхность изделия) и простоту сборки пакета для формования [45].

При формировании порядка укладки слоев изделия из ПКМ важно соблюдать особенности, такие как группировка слоев, выступы и уклоны, усиления и т.п.

Изделие должно иметь радиусы закруглений и технологические уклоны, максимально допустимые с учетом эстетических и функциональных требований к нему в зависимости от материала и процесса производства.

Для упрощения проектирования и производственного процесса в ламинате должна быть сохранена симметрия. Укладка слоев должна быть сбалансированной (равное количество слоев с направлением основы $+45^\circ$ и -45°), чтобы минимизировать упругое воздействие и коробление в процессе производства. В тех

случаях, когда совершенная симметрия невозможна, “асимметрия” должна находиться как можно ближе к средней плоскости ламината.

В местах резкого увеличения толщины происходит концентрация напряжений и частое расслоение материала. Для исключения этого рекомендуется не делать резких переходов толщины, а изменять ее постепенно, укладывая слои ступенчато или как черепицу (Рисунок 14). Не допускается завершение двух или более смежных слоев в одной точке.

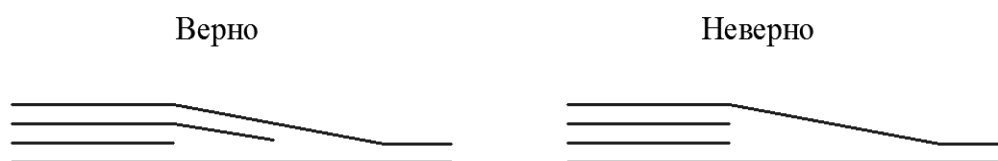


Рисунок 14 – Схема укладки слоев при сбеге

Элементы усиления (стрингеры, ребра жесткости, фланцы) не должны располагаться ближе 5 мм к месту сбега слоев (Рисунок 15). Допустимо устанавливать усиления в местах плавного уменьшения толщины детали.

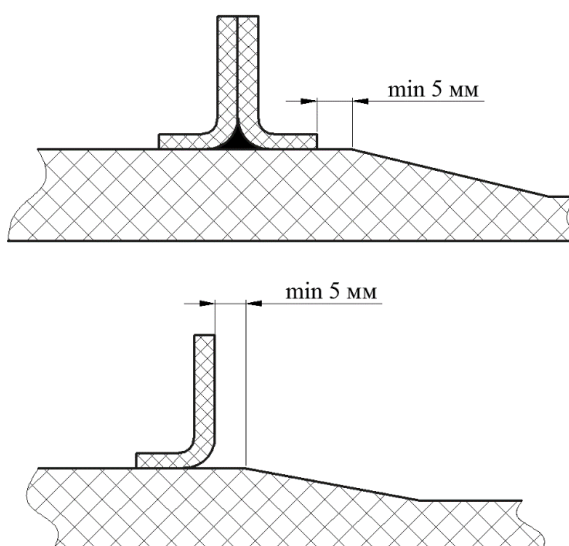


Рисунок 15 – Схема установки элементов усиления

Зоны соединения элементов жесткости с обшивкой необходимо усиливать для распределения нагрузки. Усиление может быть выполнено как с наружной

стороны, так и с внутренней. Усиление не должно превышать 30% от толщины детали.

Для предотвращения неприлегания материала к поверхности формы при любом виде исполнения и, как следствие, появления недопрессовок и пор при изгибах рекомендуется закруглять внутренние и наружные углы по радиусу (Рисунок 16). Значения радиусов зависят от материала, толщины детали, оснастки для изготовления и метода.

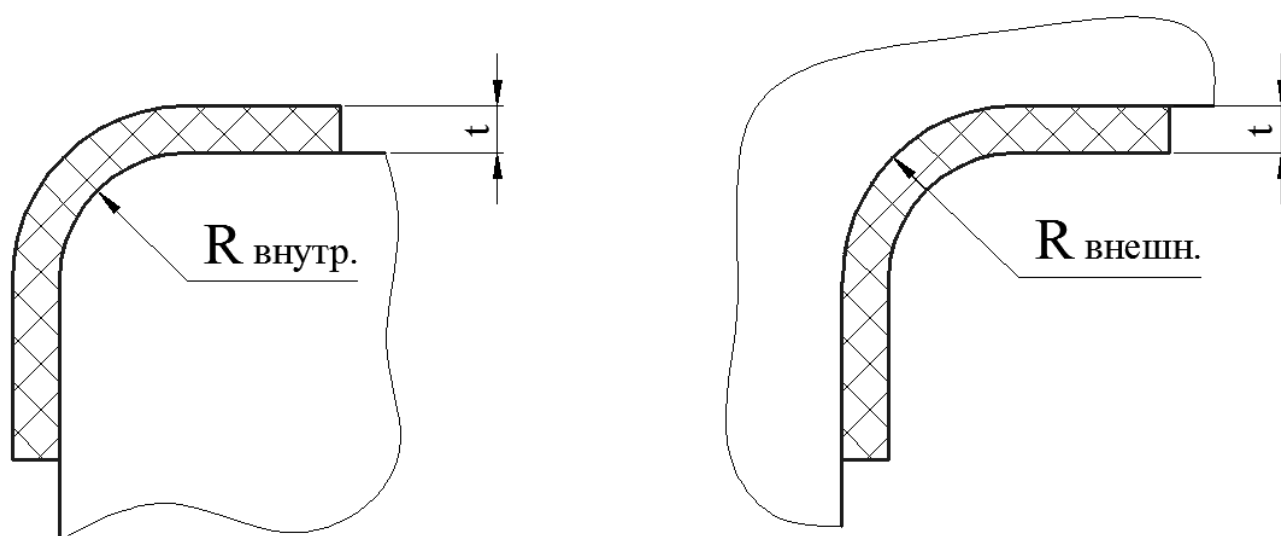


Рисунок 16 – Виды радиусов

Рекомендуемые размеры радиусов для технологии автоклавного формования, полученные опытным путем, приводятся в Таблице 3.

Таблица 3 – Значения радиусов

Вид формования детали	Толщина детали	Внутренний радиус	Внешний радиус
Автоклавное формование (препреги)	$t < 2,5$ мм	$R_{\text{внутр}} \geq \max(2t; 2,0 \text{ мм})$	$R_{\text{внешн.}} \geq 2t + 1,5 \text{ мм}$
	$t \geq 2,5$ мм	$R_{\text{внутр}} \geq \max(t; 5,0 \text{ мм})$	

При необходимости выполнения меньшего радиуса требуется согласование с технологом и производством, т.к. при меньших значениях съем деталей с оснастки и контроль малых радиусов затруднен.

Клеевые соединения [46] обладают достаточно высокой прочностью при склейке деталей из одинаковых и разнородных материалов. Типовые клеевые соединения изображены на Рисунке 17.

Зачастую они имеют схожие свойства с композитной матрицей, обеспечивая однородность соединения. Достоинствами таких соединений является стойкость к коррозии, герметичность, меньшая масса, чем у механических соединений, а также они позволяют создавать изделия сложной формы с плавными обводами, без выступающих частей.

К недостаткам клеевых соединений можно отнести: подверженность к разрушению при наличии влаги, сложность с разборкой соединения, малое сопротивление при работе на отрыв, повышенная чувствительность к температурным условиям, трудность ремонта в полевых условиях и повышенные требования к чистовой обработке склеиваемых поверхностей.



Рисунок 17 – Типовые клеевые соединения

При изготовлении узлов, панелей, агрегатов клёпка является наиболее распространенным видом неразъемного соединения. Процесс соединения деталей заклепками включает в себя: сверление/пробивание отверстия под заклепку; зенкование/штамповка гнезда под закладную головку; заклепку при потайной клепке; установка заклепки в отверстие; сжатие деталей и образование замыкающей головки; контроль качества соединения.

Одним из важных требований, предъявляемых к ряду клепаных конструкций – обеспечение необходимой степени герметичности в процессе эксплуатации.

Применение в качестве крепежных элементов втулок со штырями, устанавливаемых в детали из ПКМ до процесса полимеризации, позволяет проектировать разъемные соединения, исключить клепку ПКМ, исключить сверление смешанного пакета из ПКМ с металлическими деталями, уменьшить вес соединения.

Сочетание клеевого и механического соединений позволяет устранить недостатки, присущие обоим способам соединений. Для клеємеханических соединений важно обеспечить совместность деформаций механического и клеевого соединений и необходимость создания требуемого давления в клеевой прослойке при ее полимеризации.

Так как пластической деформации в деталях из ПКМ нет, то соединять их между собой и с деталями из других материалов болтами с натягом запрещается. Болты рекомендуют устанавливать с шайбами, наружный диаметр которых на 10 миллиметров больше диаметра болта.

Для крепежного элемента с утопленной головкой необходимо обеспечить минимальную цилиндрическую толщину t_{cyl} в той части, где расположена головка (Рисунок 18).

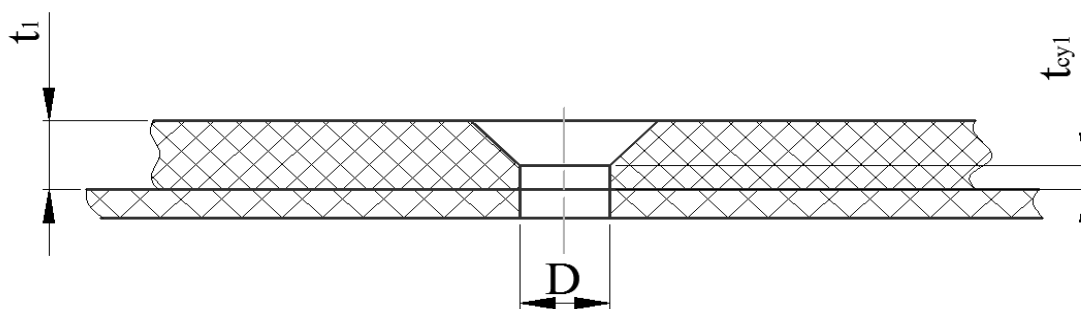


Рисунок 18 – Утопленная головка

Минимальная толщина цилиндрической части зависит от толщины пакета (t), от действующих нагрузок, от диаметра крепежного элемента (D) и от того, является ли конструкция силовой или вспомогательной.

В неметаллических изделиях, чтобы избежать эффекта режущей кромки и для обеспечения хороших усталостных характеристик соединения, t_{cyl} должно удовлетворять следующим правилам: $t_{cyl} = t_1 - h \geq 0,4$ мм; $t_{cyl}/t_1 \geq 0,3$.

Воздействие агрессивной среды на полимер сводится к трем основным процессам (диффузия, набухание, химические реакции), которые могут протекать одновременно и в различных сочетаниях.

Для предупреждения коррозионных повреждений необходимо предусмотреть:

- регламентированные зазоры, заполненные герметиком, на внешней поверхности планера или применять внутришовную герметизацию с полным заполнением зазоров;
- сведение к минимуму зон скопления конденсата, для чего должна быть спроектирована эффективная дренажная система;
- при выборе материалов отдавать предпочтение материалам с наименьшей разницей электродных потенциалов;
- избегать неблагоприятного сочетания малой анодной и большой катодной поверхностей;

— предусмотреть надежную противокоррозионную защиту деталей, находящихся в контакте, включая отверстия, зенковки, торцы.

Углепластик вызывает коррозию контактирующего с ним металла и поэтому для соединения деталей, содержащих углеродный наполнитель, рекомендуется применять предварительное нанесение грунтовки или герметика на поверхности деталей из ПКМ в зонах контакта с крепежными деталями и поверхностями сопрягаемых деталей из металлов.

При проектировании деталей из ПКМ необходимо учитывать возможность проведения контроля типовых дефектов, возникающих при автоклавном формовании. Выбор метода контроля осуществляется с учетом конструктивно-технологических особенностей контролируемого объекта (сочетание материалов, толщин элементов, условий доступа, требуемой чувствительности к дефектам, состояния поверхности и др.) и реальных возможностей конкретного типа прибора.

Для выявления неисправностей типа расслоений в конструкциях из ПКМ в зависимости от толщины обшивки рекомендуются:

- для обшивки толщиной 0,45...1,5 мм – импедансный метод с совмещенным преобразователем;
- для обшивки толщиной 1,5...8,0 мм – импедансный метод с отдельно-совмещенным преобразователем или метод свободных колебаний;
- для обшивки толщиной 2,0 мм и более – метод свободных колебаний или УЗ методы;
- для всех соединений, где допускается применение контактной жидкости – УЗ высокочастотный метод.

Для достоверного выявления и определения размеров неисправностей в виде отслоений или расслоений используются низкочастотные (НЧ) или ультразвуковые (УЗ) методы.

Метод свободных колебаний применяют для контроля конструкций с обшивками толщиной более 1,5 мм.

Микрорадиоволновые методы могут быть использованы для выявления дефектов и измерения толщины, содержания влаги, диэлектрических свойств композиционных материалов.

Рентгенография применяется для обнаружения внутренних дефектов в материалах и изделиях и основана на различии поглощения излучения дефектными и бездефектными участками.

При таком методе контроля выявленный дефект представляется в виде фиксированного видимого изображения на рентгеновской пленке.

Рентгенографический метод также может быть использован для определения картины распределения волокон, обнаружения узлов, спутанных краев, скрученной или скошенной ровницы, наложения или разделения волокон, а также инородных включений.

При разработке конструкции каркаса фонаря кабины пилотов также учитывались требования к технологичности конструкций, технологий производства, требований к радиопрозрачности и покрытиям, наиболее полно представленных в работах [47-53].

2.2 Алгоритм проектирования конструктивных решений каркаса фонаря кабины пилотов из полимерных композиционных материалов в системе CAD и предварительной подготовкой для систем CAM

Особенностью проектирования в CAD и CAM системах [54-56] является возможность, в трехмерных моделях деталей, учитывать свойства материалов, из которых они изготавливаются, формировать ведомости сборочных единиц и получать данные о количестве входящих деталей и их массе.

Процесс проектирования, представлен в виде блок-схемы (Рисунок 19). Этапы проектирования конструкции фонаря кабины пилотов из ПКМ связаны с формированием исходных данных, разработкой трехмерных моделей внешнего обвода планера, базовых плоскостей и внутренней компоновки; выполнением предварительной компоновки проектируемой конструкции с разбивкой

на подструктуры и созданием черновой структурной модели; разработкой конечной модели конструкции; анализ полученных результатов с последующем сравнением соответствия техническому заданию.

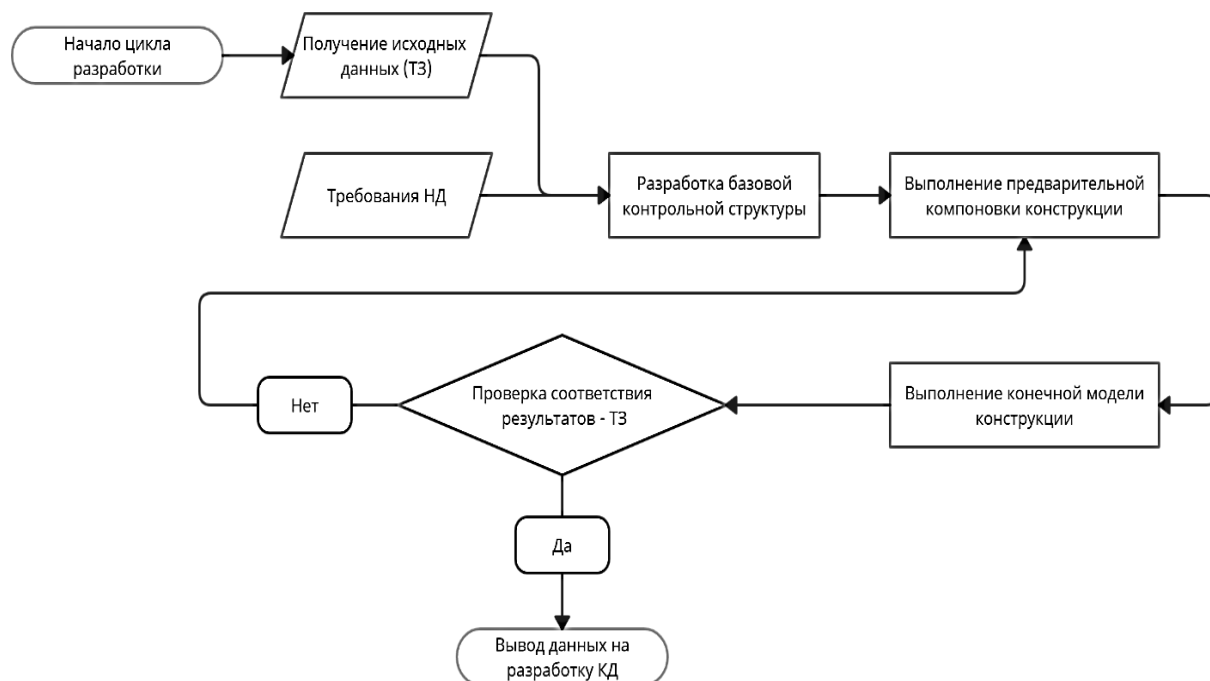


Рисунок 19 – Упрощенный алгоритм проектирования интегральной конструкции из ПКМ

По результатам проектирования конечной модели конструкции в первую очередь проводится анализ соответствия конструкции техническому заданию по трем основным пунктам, в соответствии с блок-схемой (Рисунок 20):

1. Проведение прочностного расчета разработанной конструкции на предмет соответствия заданного уровня прочности для конструкции с учетом ее особенностей, ответственности и коэффициентов запаса. При недостаточной прочности конструкции, как и в случае избытка или соответствия прочности конструкции – техническому заданию необходимо выполнить анализ массы конструкции (п.2);
2. Масса конструкции из ПКМ в первую очередь зависит от количества слоев в деталях и псевдо-деталях (не существующие отдельно составляющие сборочной единицы трехслойных деталей из ПКМ), а также от общего количества деталей проектируемой конструкции. На основе проведенного

прочностного анализа конструкции необходимо проработать снижение массы конструкции или ее увеличение, при недостаточной прочности;

3. Условие сопрягаемости конструкции необходимо при проектировании конструкции, зависящей от других узлов и агрегатов.

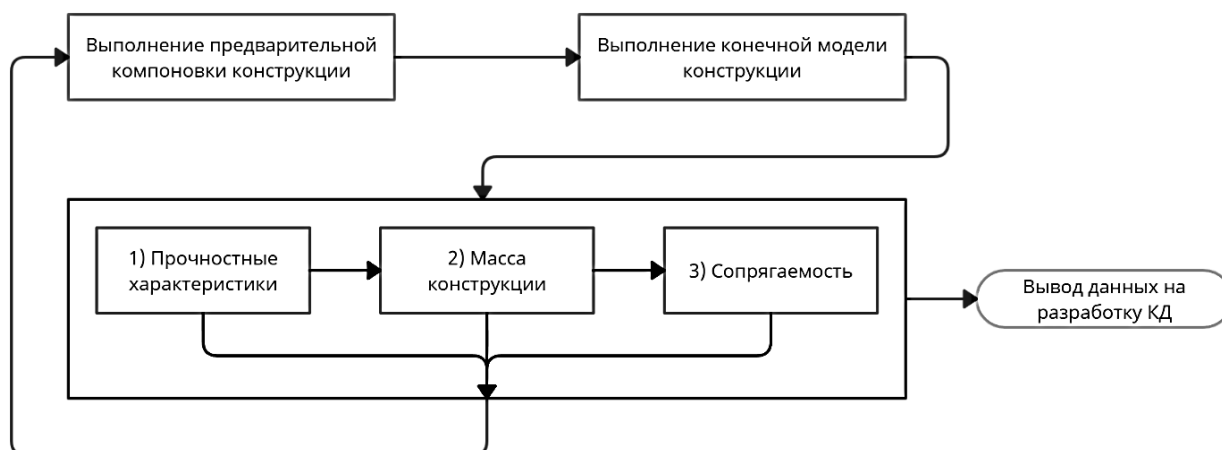


Рисунок 20 – Блок-схема проверки условия соответствия конструкции техническому заданию

При проектировании закладывается подход, связанный с компоновкой конструкции в системах CAD, последующей передачи электронных моделей в системы CAM, моделированием расположения и конфигурации с учетом свойств ПКМ, с проведением механического и расчетного анализа конструкции для определения рационального уровня интегральности при условиях минимальной массы и соответствия заданной прочности.

CAM – это системы автоматизированного производства, предназначенные для определения программы обработок для станков с ЧПУ. Существенной особенностью этих систем являются высокие требования, предъявляемые к электронным моделям деталей.

Технологический процесс производства деталей из ПКМ необходимо закладывать непосредственно на этапах разработки с потребными ограничениями. При этом учитываются следующие факторы:

- Материал – оборудование, на котором выполняется обработка должно подходить для работы с выбранным материалом;

- Допуски – при проектировании под конкретное оборудование важно учитывать его возможности по точности изготовления деталей;
- Форма – геометрия деталей непосредственно влияет на процесс производства. В зависимости от типа станка меняется количество свобод, в которых проводится обработка детали, что определяется его формой.

Перед передачей электронных моделей деталей в систему САМ необходимо провести проверку на наличие ошибок геометрии. Проверка проводится посредством встроенных функциональных модулей в САД системе, таких как анализ целостности модели и поиск геометрических несоответствий.

Наиболее часто встречающиеся ошибки в геометрии:

- Соосность отверстий (Рисунок 21);
- Недопустимость разрывов в гранях и кромках деталей;
- Избыточная геометрия в структуре модели (Рисунок 22);
- Незамкнутые кривые (Рисунок 23).

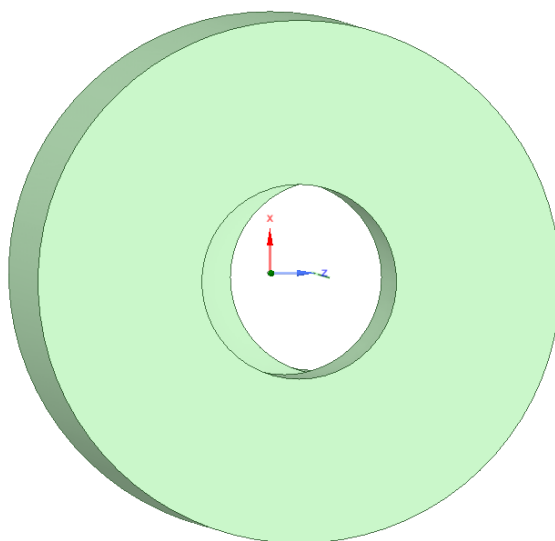


Рисунок 21 – Несоосные отверстия

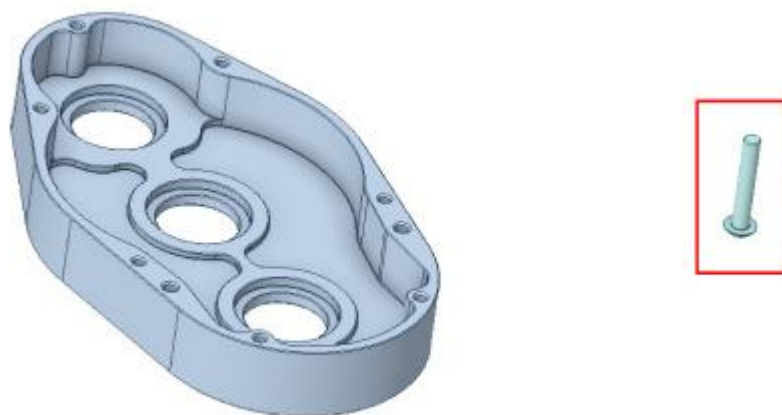


Рисунок 22 – Избыточная геометрия в структуре модели

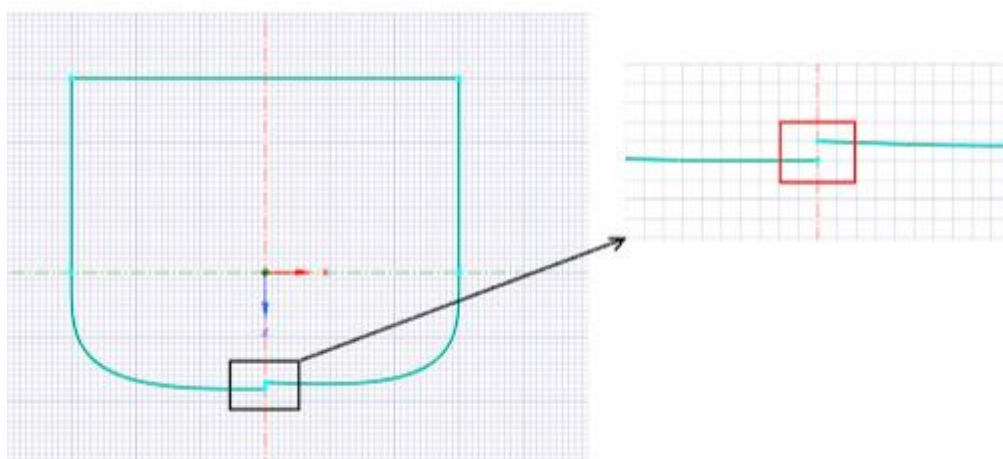


Рисунок 23 – Незамкнутые кривые

Подготовка переноса модели из CAD в CAM систем на данный момент является необходимым этапом в проектировании агрегатов планера вертолета, в том числе из ПКМ. Ошибки при проектировании могут привести к потере материалов, срыву сроков и поломке оборудования.

Для решения данной проблемы необходимо учитывать производственные ограничения на этапе проектирования.

Моделирование элемента планера из композиционных материалов, как и деталей из традиционных материалов начинается с подготовки рабочей среды. В рабочую часть добавляются базовые теоретические поверхности, плоскости шпангоутов, контура проемов и осевые для отверстий, при наличии

(Рисунок 24а). В трехмерном виде построения базовой геометрии продемонстрированы на Рисунке 24б.

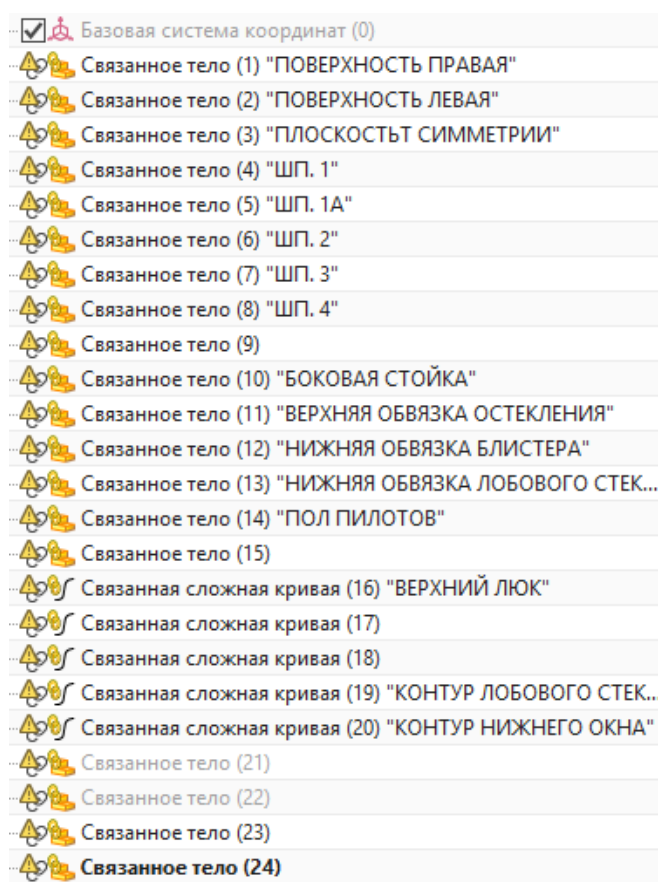


Рисунок 24а – Базовые теоретические поверхности, плоскости шпангоутов, контура проемов и осевые для отверстий.

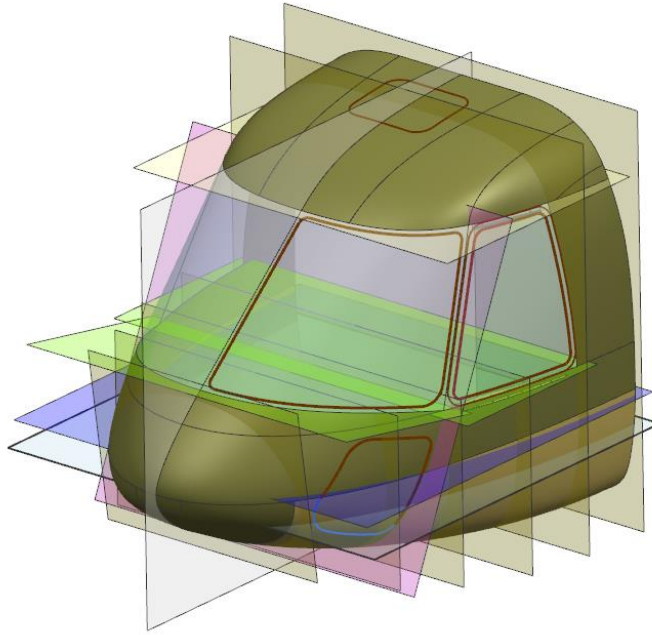


Рисунок 24б – Трехмерные построения базовой геометрии

При отсутствии исходных данных или их части, конструктор сам моделирует базовую геометрию. Для корректных дальнейших построений применялся инструмент «Смещение поверхности». Это позволяет минимизировать ошибки в автоматическом изменении построений, при внесении корректировок в навигаторе моделей.

В соответствии с определенной технологией изготовления и областью применения каркас фонаря кабины пилотов будет разрабатываться как трехслойная «сэндвич» панель.

Моделирование теоретической поверхности обшивки фонаря кабины пилотов заключается в формировании поверхности жесткости, отвечающей требованиям по установке остекления, дополнительного оборудования, подвижных элементов и других элементов конструкции.

После того, как подготовлена рабочая среда и применено «Смещение поверхности» на рабочих элементах, необходимо определиться с ходом дальнейших построений. Модель должна в готовом варианте содержать независимые друг от друга группы построений, при внесении изменений или отключения одной из них, не затрагивать остальные (Рисунок 25).

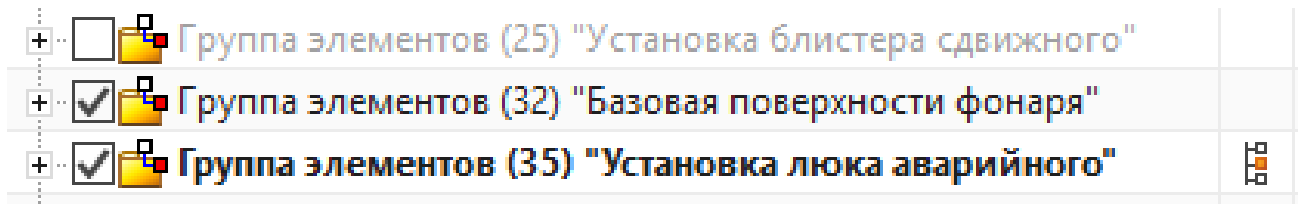


Рисунок 25 – Группирование построений в навигаторе сборки

Определившись с ходом дальнейших построений, для облегчения моделирования допускается моделировать зеркальным способом. Для этого создается плоскость смещения от плоскости симметрии на небольшом расстоянии и обрезается одна из половин модели (Рисунок 26).

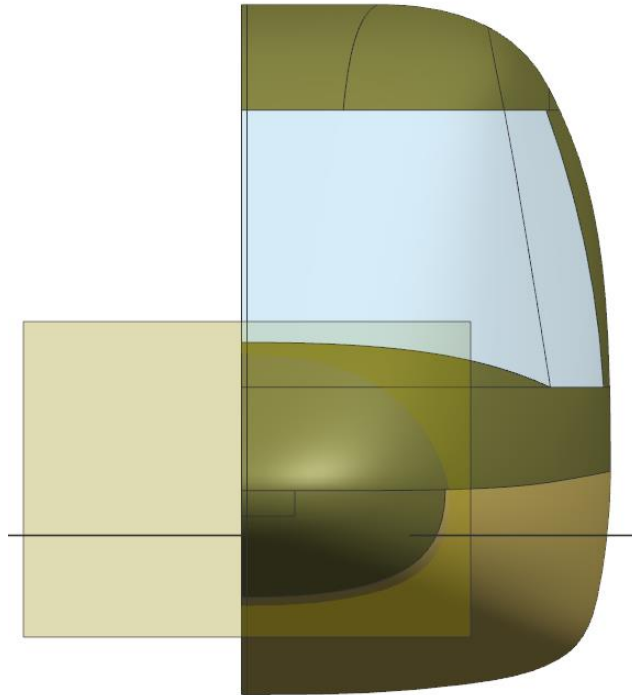


Рисунок 26 – Обрезка поверхности с техническим припуском для моделирования зеркального отображения

После обрезки технического припуска поверхность построения обшивки ограничивается, согласно ТЗ, плоскостью пола кабины пилотов и шпангоута №1. Для удобства допускается предварительно обрезать смещенной плоскостью от пола кабины пилотов (Рисунок 27).

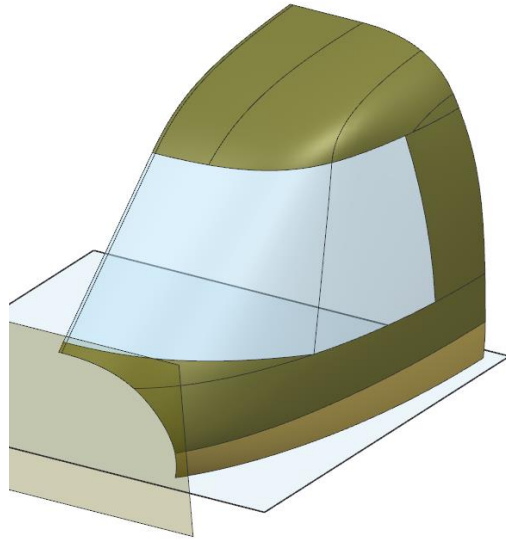


Рисунок 27 – Обрезка поверхности внешней обшивки фонаря кабины пилотов по граничным плоскостям

Для моделирования нижнего остекления, выполняя рекомендации по независимости групп построений, необходимо применить инструмент «Смещение поверхности» со смещением 0 мм на перекрывающих проем плоскостях (Рисунок 28а).

При необходимости увеличения проема инструментом «Смещение кривой на грани» расширяются границы окна (Рисунок 28б). Рекомендуется применять данный инструмент даже при отсутствии расширения, смещая кривую на 0 мм.

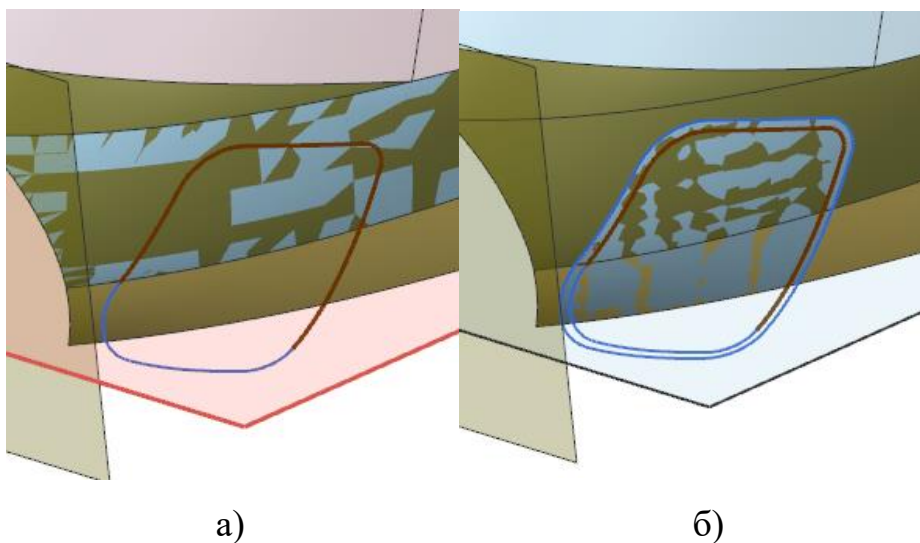


Рисунок 28 – Построение проема нижнего остекления

Предварительно смещенная поверхность для построения проема инструментом «Обрезка поверхности» обрезается по созданной границе проема (Рисунок 28б).

Получившаяся поверхность, посредством инструмента «Утолщение», переводится в твердое тело со смещением, гарантированно пересекающим будущие построения, и обрезается инструментом «Обрезка тела» (Рисунок 29).

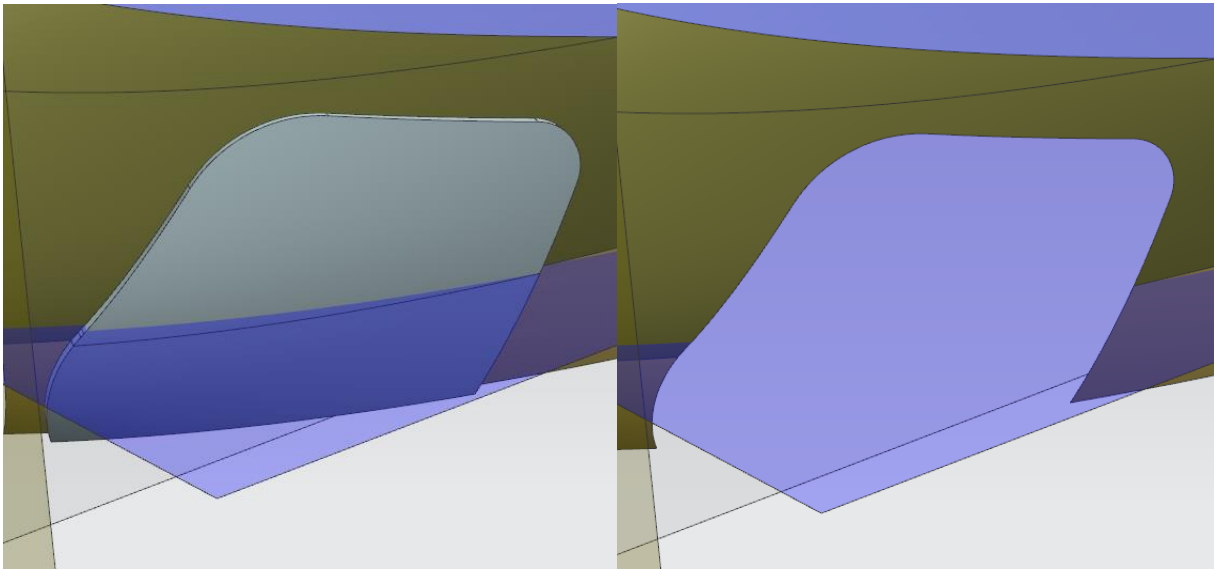


Рисунок 29 – Обрезка поверхности внешней обшивки

Все построения нижнего остекления переносятся в группу элементов с соответствующим названием. В данной конструкции остекление будет устанавливаться на клей через отдельную окантовку, поэтому проем под стекло моделируется без подсечки.

Моделирование люка или лаза аварийного повторяет метод построения нижнего остекления. Аналогично после обрезки поверхности фонаря (Рисунок 30) построения переносятся в группу элементов с соответствующим названием.

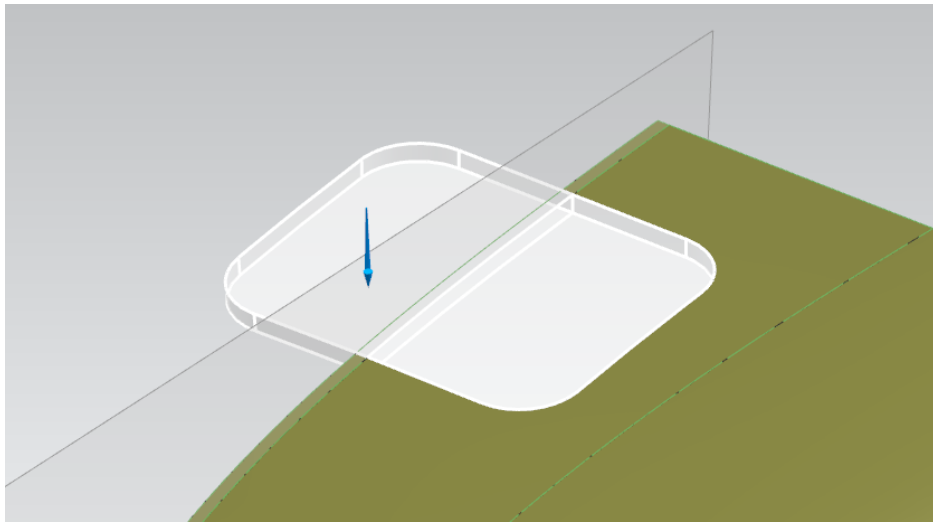


Рисунок 30 – Обрезка лаза аварийного

В соответствии с требованиями к разрабатываемому вертолету, предусматривается установка сдвижного блистера (Рисунок 31) аналогичного Ми-8 и Ми-171. При отсутствии необходимости установки данного типа бокового остекления допускается разработка единого подсечки под остекление фонаря кабины пилотов, в соответствии с моделированием лобового остекления или отдельного построения с разделением вертикальной стойкой.

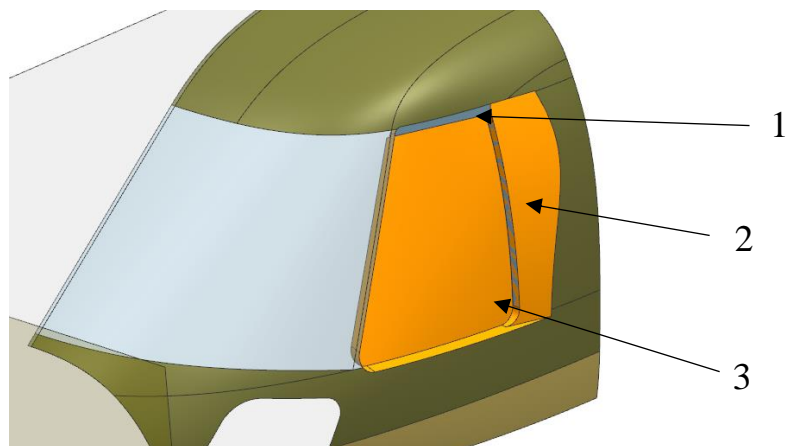


Рисунок 31 – Проем под блистер сдвижной: 1) Место под установку направляющих и механизма сброса; 2) Плоскость, обеспечивающая смещение блистера; 3) Проем под установку блистера

Конструктивно представляет из себя вытягивание базовой кривой проема остекления, криволинейная поверхность, эквидистантная теории, расположенная вдоль направления открывания блистера сдвижного и плоскости, обеспечивающей установку блистеров и механизма аварийного сброса. Основываясь на обстановке (модели блистера сдвижного), определяется новая кривая проема ввиду того, что теоретический проем ограничивает размеры остекления блистера непосредственно.

Инструментами «Смещение кривой на поверхности» и «Кривая круглого сечения» строятся новые границы проема с необходимым припуском, определяемым конструктором (Рисунок 32).

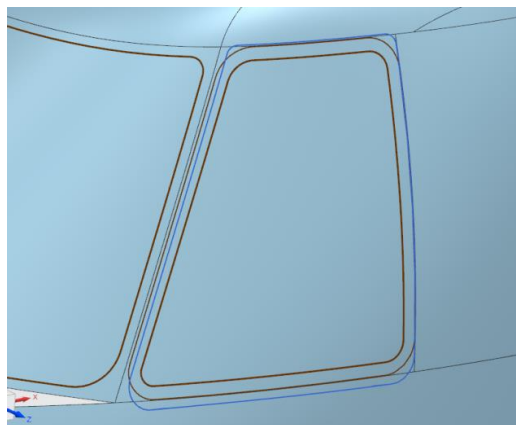


Рисунок 32 – Переопределенный проем под установку блистера

В связи со сложной геометрией проема процесс моделирования производится твердыми телами. Таким образом, условно моделируется внутренняя оснастка. По кривым созданного проема применяется вытягивание плоскости вдоль горизонтально расположенной оси Z , смещенная поверхность обрезается и дается «Утолщение» с необходимой глубиной подсечки. Острые углы скругляются инструментом «Скругление ребра», повторяя кривые увеличенного проема.

На Рисунке 33 показан получившийся твердотельный проем под блистер сдвижной. Несмотря на то, что детали из композиционных материалов подразумевают под собой моделирование в плоскостях, периодически

для минимизации ошибок в геометрии, таких как микроразрывы поверхности или для уменьшения количества построений допускается моделирование твердыми телами.

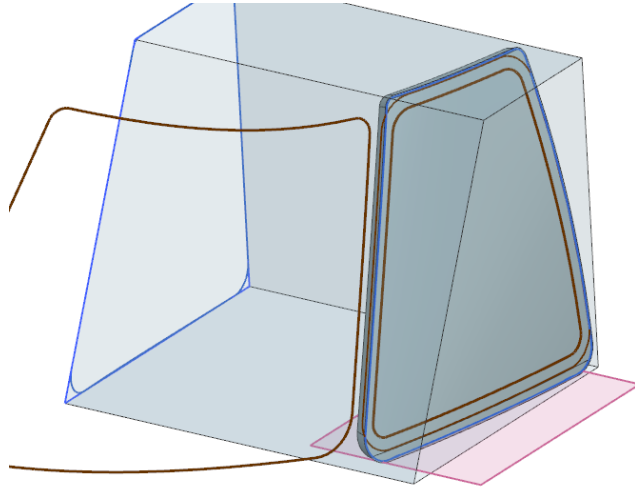


Рисунок 33 – Оптимизированный твердотельный проем под блистер сдвижной

Углубление проема внутрь определяется приданием «Утолщения» на необходимую глубину от теории (Рисунок 34).

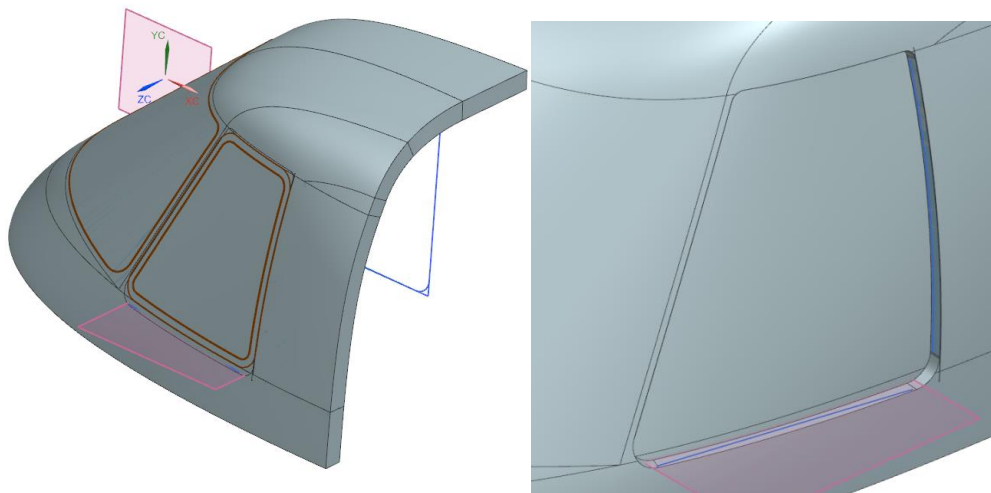


Рисунок 34 – Придание толщины теоретической поверхности фюзеляжа и обрезка проема под блистер сдвижной

Для построения поверхности №2 (Рисунок 31) необходимо визуализировать крайние положения сдвижного блистера. Инструментом «Смещение поверхности» выделяется внешний контур подвижной части блистера и «Массивом геометрии» смещается вдоль заданного направления (Рисунок 35).

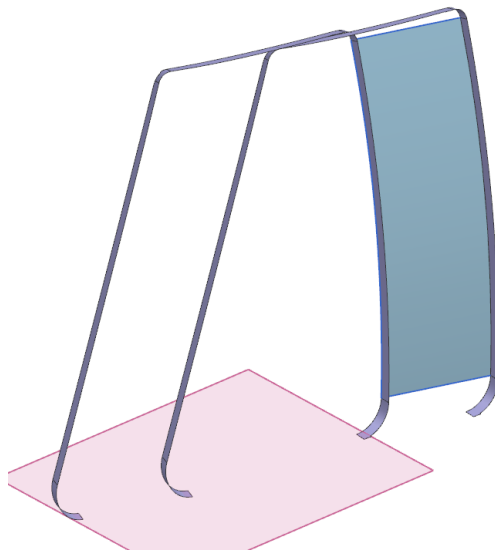


Рисунок 35 – Построение плоскости движения блистера

Далее по крайним точкам перемещения строятся прямые и зашиваются в поверхность инструментом «По сетке кривых». После создания плоскости глубина основного проема увеличивается инструментом «Смещение грани».

Такая необходимость заключается в создании ребра жесткости проема, направленного внутрь кабины пилотов (Рисунок 36).

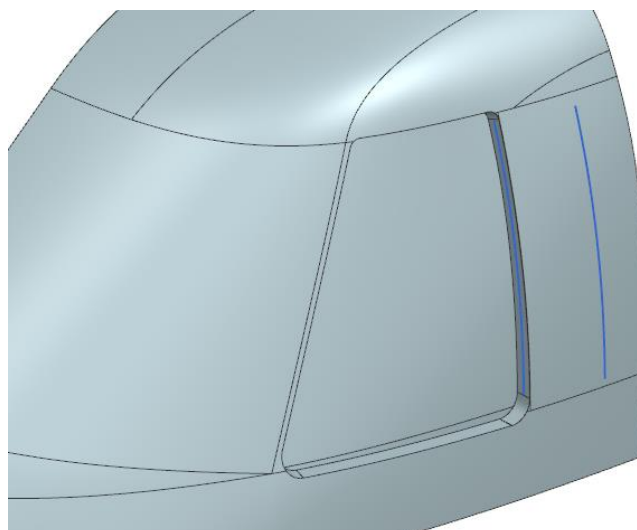


Рисунок 36 – Углубленный проем под блистер сдвижной

Созданная поверхность смещения блистера сдвижного расширяется и ограничивается плоскостями для последующей обрезки твердого тела (Рисунок 37).

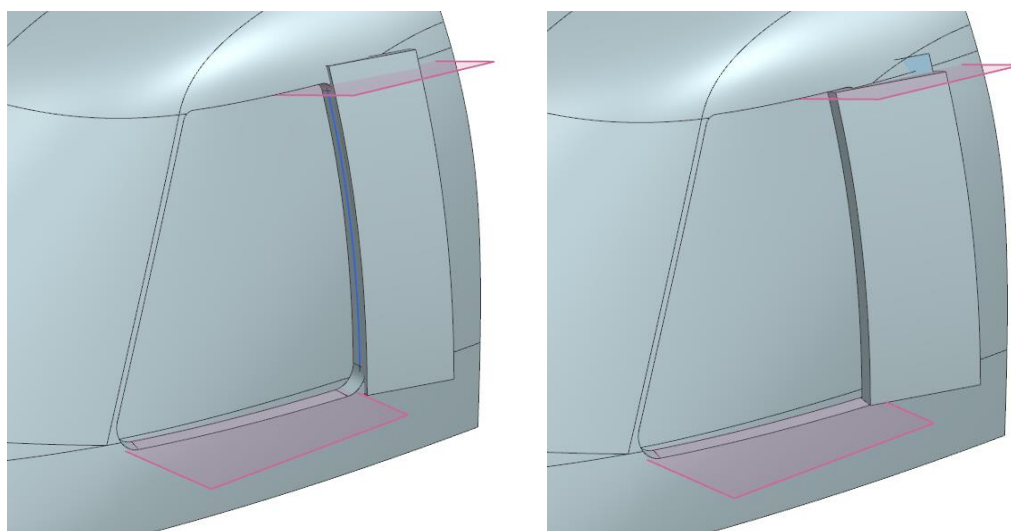


Рисунок 37 – Построения тела обрезки для поверхности смещения

Таким образом, применяя инструмент «Обрезка тела», получается поверхность смещения блистера сдвижного, показанного на Рисунке 38.

Столь трудоемкий процесс моделирования обуславливается размещением сдвижного блистера внутри теории вертолета, делая носовую часть более обтекаемой и эстетичной. На таких вертолетах, как Ми-8 и Ми-171 установка блистера осуществлялась поверх теории фюзеляжа и выступала наружу.

Предполагая установку аварийного сброса блистера в положении «Закрыто», а также направляющих, необходимо обеспечить поверхность для установки механизма сброса.

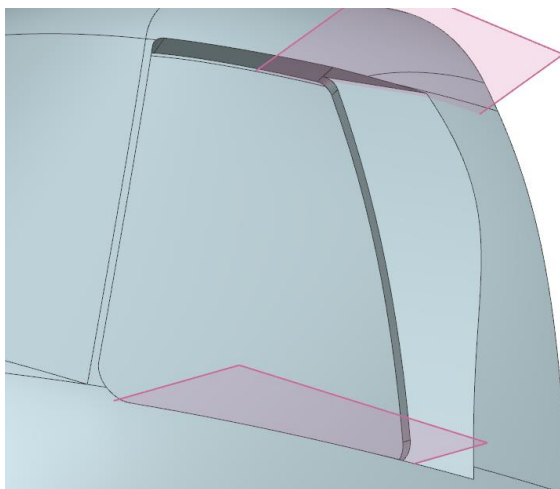


Рисунок 38 – Проем для блистера сдвижного с поверхностью смещения

Для построения данной плоскости применяется инструмент «Эскиз» по плоскости блистера сдвижного в закрытом положении (Рисунок 37).

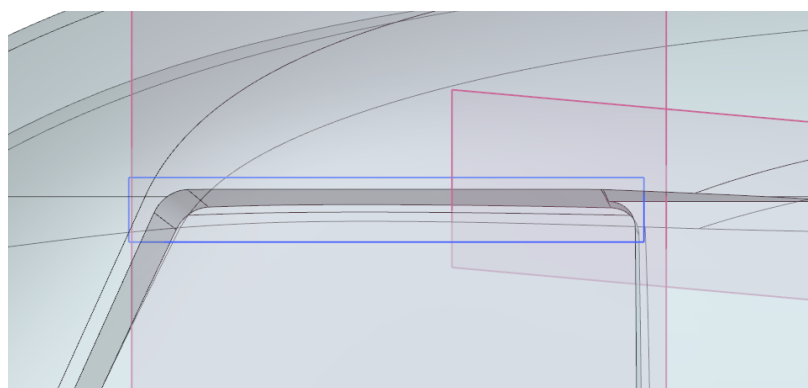


Рисунок 39 – Эскиз установочной поверхности блистера сдвижного

Для перехода между тремя плоскостями: верхней плоскостью проема, вертикальным ребро проема и поверхностью смещения строятся вспомогательные поверхности «Расширение по закону» от ребра скругления проема и «Расширение поверхности» кривой проема внутрь от теории фюзеляжа. Созданный эскиз (Рисунок 40) переводится в твердое тело инструментом «Вытягивание».

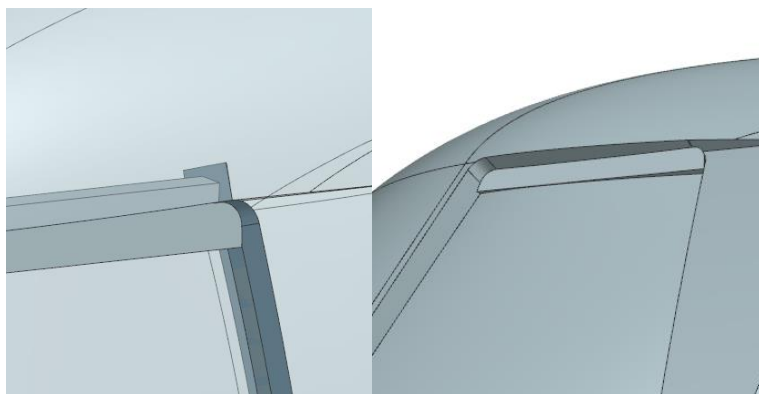


Рисунок 40 – Создание плоскости установки аварийного сброса и направляющих блистера сдвижного

Построенную геометрию необходимо перевести в плоскости инструментами «Смещение поверхности» или «Выделить грань», после чего расширить полученную поверхность наружу от теории фюзеляжа для полного пересечения с внешней поверхностью фонаря (Рисунок 41).

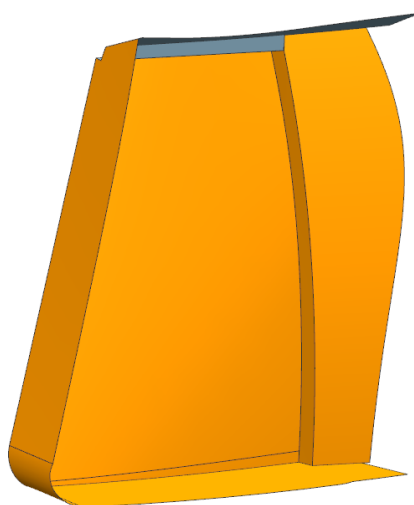


Рисунок 41 – Поверхность проема блистера сдвижного

Для обеспечения герметичности проема блистера сдвижного необходимо добавить дополнительное ребро жесткости в проеме со стороны лобового остекления.

Построение ребра жесткости производится моделированием двух плоскостей под необходимым углом (обозначены на Рисунке 42 красным и синим цветом),

обрезкой поверхности проема и дальнейшей сшивкой в единую конструкцию со скруглением ребра в основании проема (обозначен на Рисунке 40 зеленым цветом).

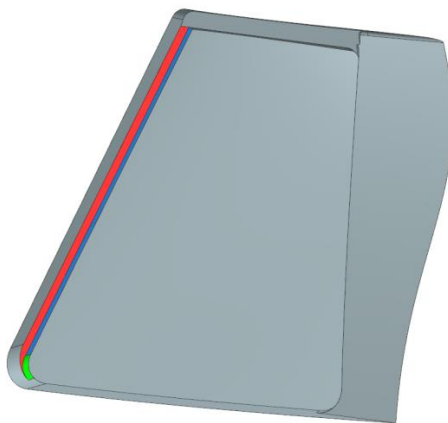


Рисунок 42 – Ребро жесткости в проеме блистера сдвижного

При недостаточном размере нижней площадки проема под установку направляющих сдвижного блистера инструментом «Эскиз» строятся два эскиза от образующей кривой проема на виде сверху и плоскости симметрии с проецированием на поверхность фонаря кабины пилотов. Инструментом «По сечениям» строится поверхность под дальнейшую обрезку и сшивку с проемом (Рисунок 43).

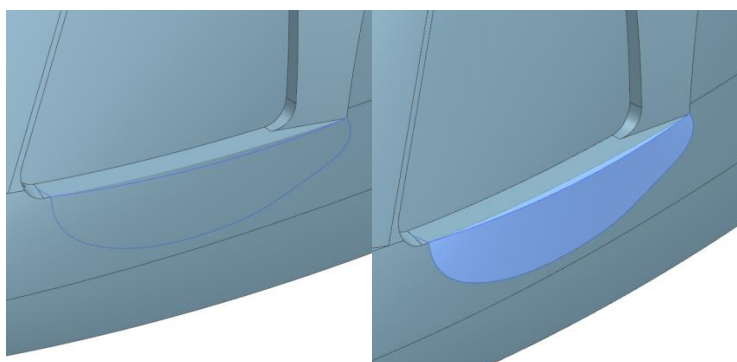


Рисунок 43 – Поверхность расширения проема под установку направляющих

Поверхность подготавливается к дальнейшей обрезке путем добавления скруглений, переходов, корректировкой граней и уклонов.

Поверхность фонаря кабины пилотов обрезается такими инструментами, как «Обрезка тела» или «Обрезка поверхности» и сшивается с проемом в единую поверхность, также обрезается поверхность проема по его границам (Рисунок 44).

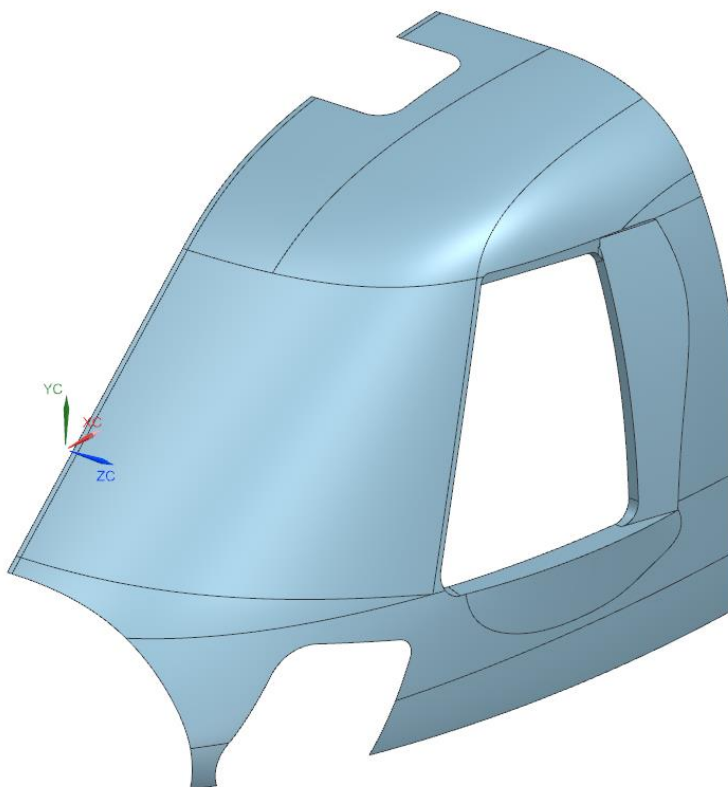


Рисунок 44 – Поверхность внешней обшивки фонаря кабины пилотов

По аналогии с моделирование проема лаза аварийного и нижнего остекления после обрезки поверхности фонаря построения переносятся в группу элементов с соответствующим названием.

Лобовое остекление состоит из двух проемов, разделенных центральной стойкой. Моделирование проема для установки лобового остекления заключается в создании подсечки в зоне установки стекол. На Рисунке 45 изображено создание твердого тела в соответствии с теоретической поверхностью лобового остекления на необходимую глубину и создание «сшитой» поверхности для дальнейшей обрезки внешней обшивки фонаря кабины пилотов.

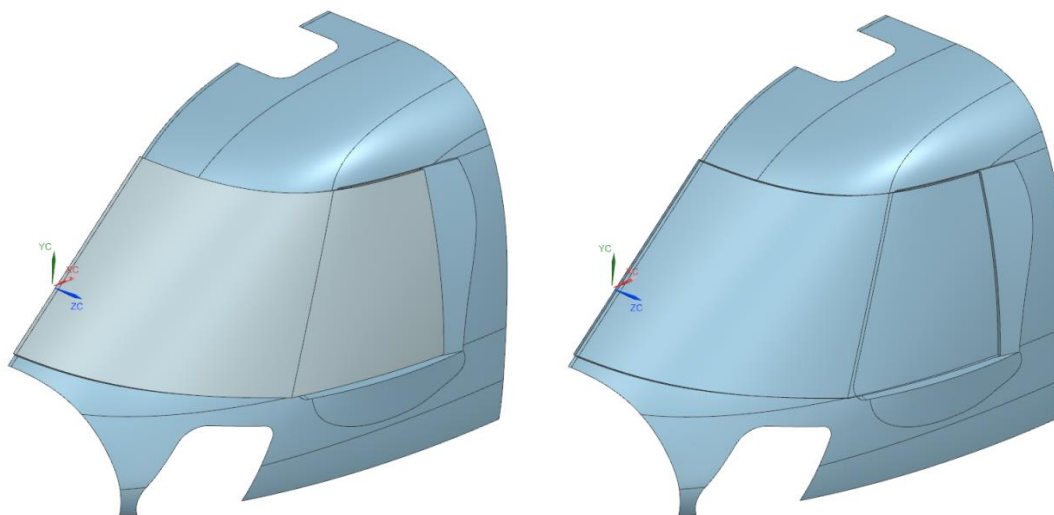


Рисунок 45 – Создание базового контура проема лобового остекления

При создании конструкций из композиционных материалов также необходимо учитывать возможность и качество изготовления детали. В рамках обеспечения снятия с оснастки готового изделия или установки сопутствующих агрегатов необходимо предусматривать уклоны на плоскостях и не допускать создания закрытой малки. В противном случае изделие будет невозможно снять с оснастки или придется изготавливать разборную оснастку, что удорожает и усложняет процесс производства. В местах, где создание закрытой малки не обуславливается абсолютной необходимостью предусматривается уклон плоскостей.

Инструментом «Расширение по закону» создаются плоскости уклона и «сшиваются» с существующей поверхностью установки остекления (Рисунок 46).

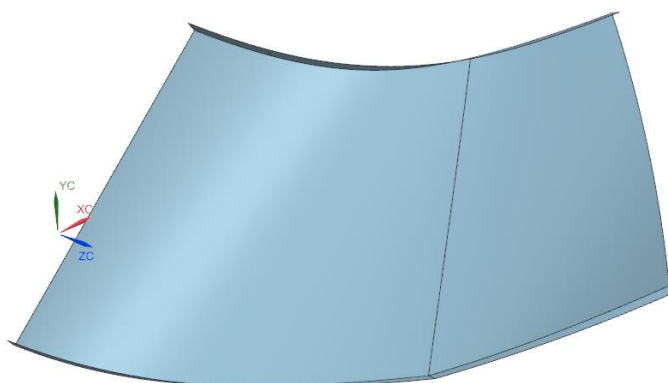


Рисунок 46 – Уклоны, обеспечивающие съем с оснастки

Далее созданной поверхностью обрезаются поверхность внешней обшивки фонаря кабины пилотов и инструментом «Сшивка» объединяется в единую поверхность (Рисунок 47).

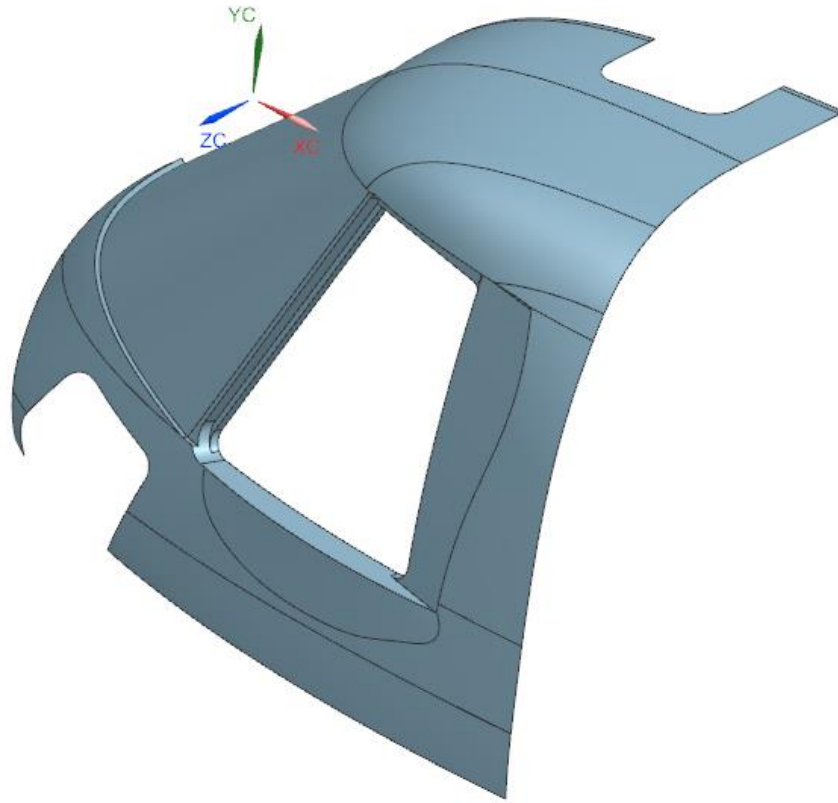


Рисунок 47 – Поверхность внешней обшивки фонаря кабины пилотов с подсечкой под установку лобового остекления

Проем остекления создается исходя из кривых, входящих в пакет базовых поверхностей, плоскостей и кривых. Инструментами «Расширение по закону» или «Вытягивание» и «Обрезка поверхности» или «Обрезка тела» создается проем (Рисунок 48).

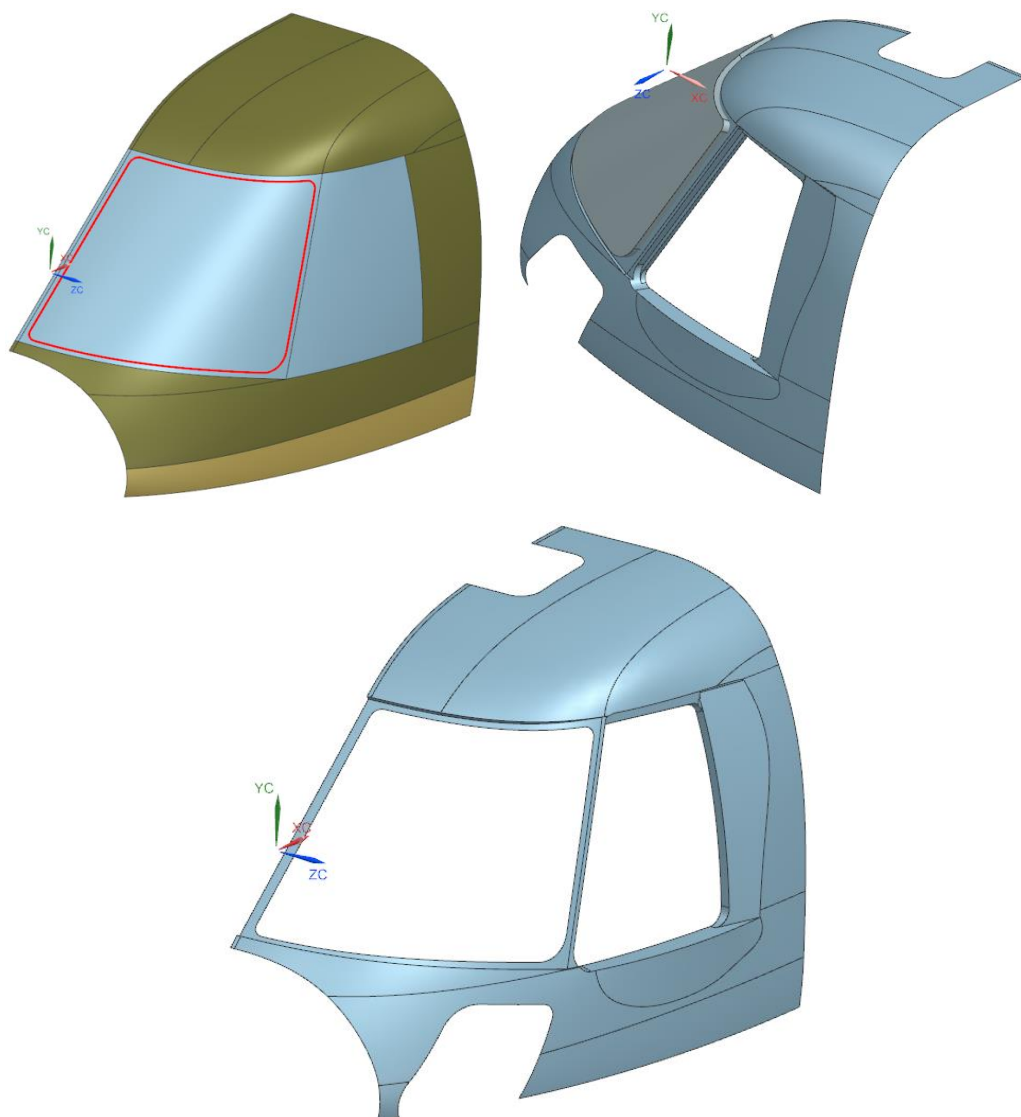


Рисунок 48 – Обрезка проема под лобовое остекление

По аналогии с моделированием проема лаза аварийного и моделированием нижнего остекления после обрезки поверхности фонаря построения переносятся в группу элементов с соответствующим названием.

Подготовка поверхности внешней обшивки фонаря кабины пилотов заключается в нанесении ранее не указанных скруглений, обрезке поверхности от технологических припусков и создания зеркальной геометрии, при условии одной конструкции.

После обрезки и создания зеркальной геометрии поверхность сшивается (Рисунок 49).

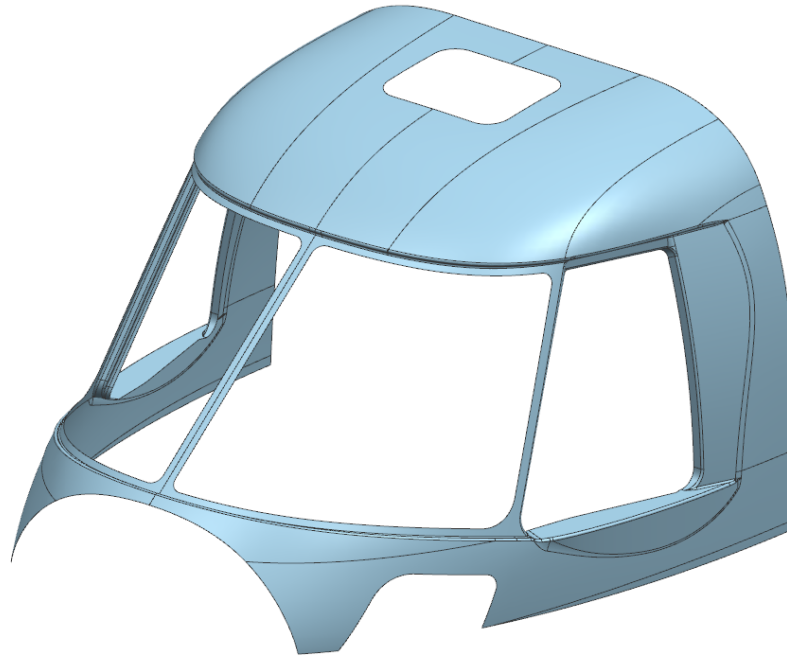


Рисунок 49 – Объединенная поверхность внешней обшивки
фонаря кабины пилотов

На данном этапе завершается создание основной геометрии внешней обшивки каркаса фонаря кабины пилотов. Данная электронная модель поверхности и алгоритм проектирования служит базой для создания конструктивных решений разной конфигурации и определения рациональным уровня интегральности для каждой конструкции.

2.3 Моделирование и исследование конструктивных решений каркаса фонаря кабины пилотов вертолета Ми-171А3 из полимерных композиционных материалов

В рамках диссертационного исследования при разработке модели определения рационального уровня интегральности и выбора соответствующего конструктивного решения спроектированы несколько различных конструктивно-подобных конструкций фонаря кабины пилотов вертолета Ми-171А3, на основе спроектированной базовой геометрии.

В комплексе программного обеспечения, в котором проводились работы, к деталям применены реальные характеристики материалов, смоделированы в программном модуле для работы с композиционными материалами схемы укладки слоев, посчитана масса конструкции, выполнен прочностной расчет, по результатам которого каждая из спроектированных конструкций отвечает минимальному запасу прочности – 1,5. В конструкции фонаря кабины пилотов из ПКМ используются препреги на основе углеволокна (АСМ-С200Т) и стекловолокна (АСМ-Г100S, АСМ-Г290S), детали из титановых сплавов (ВТ6, ОТ4), крепежные элементы по ОСТ и ГОСТ.

Каркас фонаря кабины пилотов из двух сэндвич-панелей.

Конструкция представляет из себя 2 сэндвич-панели, каждая из которых формуется в едином технологическом цикле (Рисунок 50). Отдельно изготавливаются конструктивные элементы, такие как кожух верхнего электропульта, бокового электропульта, воздухопроводы для обдува лобового остекления и различными жесткостями, а также окантовкой проема люка лаза. Металлические детали в конструкции фонаря представлены в основном в виде закладных титановых пластин, формируемых совместно с сэндвич-панелями, стальной центральной стойкой остекления, закрепленной механическим крепежом, центральной жесткостью в виде тавра и стыковочными кронштейнами.

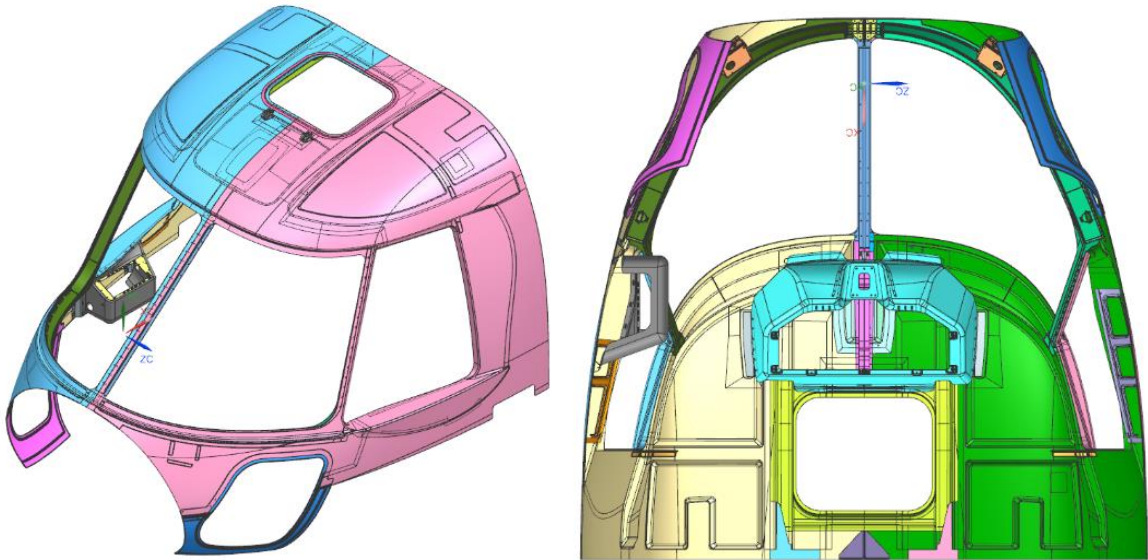


Рисунок 50 – Каркас фонаря кабины пилотов из двух сэндвич-панелей

Данный агрегат стыкуется с силовым шпангоутом фюзеляжа и полом кабины пилотов болтами и заклепками с повышенным сопротивлением срезу, а в конструкции фонаря предусмотрены проемы под установку сдвижных блистеров, лобового и нижнего остекления, а также люка аварийного покидания.

Порядок изготовления и сборки данного конструктивного решения выглядит следующим образом:

На изготовленные из ПКМ оснастки для сэндвич-панелей каркаса фонаря кабины пилотов производится выкладка внешней обшивки. В качестве примера приведена матрица фонаря кабины пилотов вертолета Ка-226Т на Рисунке 51. Конструктивно внешняя обшивка представляет из себя пакет медной сетки для снятия статического напряжения, выкладываемой на формообразующую оснастку с пленочным клеем, защитного слоя из препрега на основе стеклоткани, силовых слоев и слоев локальных усилений из препрега на основе углеткани.

На выкладку внешней обшивки на пленочный клей устанавливаются титановые пластины и втулки, а также пеноакрилимидные наполнители, устойчивые к температуре формования.



Рисунок 51 – Матрица фонаря кабины пилотов вертолета Ка-226Т

На выкладку внешней обшивки с установленными закладными и заполнителями производится выкладка внутренней обшивки из силовых слоев и слоев локальных усилений из препрега на основе углеткани, и защитного слоя из препрега на основе стеклоткани с внутренней стороны.

Формуемая деталь совместно с формообразующей оснасткой в вакуумном мешке помещаются в автоклав.

Аналогично п.1 изготавливаются монолитные конструктивные элементы, такие как пульта, жесткости, воздуховоды и т.д., за исключением отсутствия закладных элементов. Каждая деталь изготавливается на отдельной оснастке, хотя в отдельных случаях допускается изготавливать единую формообразующую оснастку для зеркальных или конструктивно подобных изделий;

Стыковочные и силовые детали из металлических сплавов изготавливаются фрезерованием и штамповкой на соответствующем оборудовании;

Сборка фонаря кабины пилотов из двух сэндвич-панелей производится непосредственно при установке на собранный силовой набор пола кабины пилотов вертолета. Все детали между собой устанавливаются клеємеханическим способом.

Недостатками данного конструктивного решения являются необходимость подгонки деталей при установке ввиду возможного проявления дефектов в деталях, допущенных к дальнейшей эксплуатации после прохождения неразрушающего контроля; ростом количества мест соединений в конструкции и большого количества крепежных элементов.

Преимуществами данного конструктивного решения являются удобство процесса выкладки крупногабаритных деталей, а также возможность контроля на внутренние дефекты большого количества зон. При наличии дефектов в одной из половин каркаса фонаря кабины пилотов производство может повторно изготовить деталь и заменить дефектную.

При проектировании в САД системе сформированы основные характеристики конструкции для дальнейшего параметрического исследования рационального уровня интегральности конструкции. Результаты приводятся в Таблице 10.

Таблица 4 – Критерии оценки конструкции фонаря кабины пилотов
из двух половин

Критерий:	Значение:
Количество деталей в агрегате, шт.	31
Количество соединений в агрегате, шт.	80
Количество крепежных элементов, шт.	989
Масса конструкции, кг	61,13

Фонарь кабины пилотов из единовременно формуемого каркаса с устанавливаемыми конструктивными элементами.

Конструкция представляет из себя многослойную сэндвич-панель каркаса фонаря, которая формуется в едином технологическом цикле (Рисунок 52). Отдельно изготавливаются конструктивные элементы, такие как кожух верхнего электропульта, бокового электропульта, воздуховоды для обдува лобового

остекления и различными жесткостями. Металлические детали в конструкции фонаря представлены в основном в виде закладных титановых пластин, формируемых совместно с сэндвич-панелями и стальной центральной стойкой остекления, закрепленной механическим крепежом.



Рисунок 52 – Фонарь кабины пилотов из единовременно формируемого каркаса с устанавливаемыми конструктивными элементами

Данный агрегат стыкуется с силовым шпангоутом фюзеляжа и полом кабины пилотов болтами и заклепками с повышенным сопротивлением срезу, а в конструкции фонаря предусмотрены проемы под установку сдвижных блистеров, лобового и нижнего остекления, а также люка аварийного покидания.

Порядок изготовления и сборки данного конструктивного решения выглядит следующим образом:

На изготовленную из ПКМ формообразующую для сэндвич-панели каркаса фонаря кабины пилотов производится выкладка внешней обшивки, заполнителей, закладных и внутренней обшивки аналогично описанному процессу изготовления фонаря кабины пилотов из двух сэндвич-панелей.

Формуемая деталь совместно с формообразующей оснасткой, помещенными в вакуумный мешок помещаются в автоклав.

Время формования детали определяется производственными технологами исходя из ТУ на применяемые в конструкции материалы;

Аналогично описанному процессу изготовления фонаря кабины пилотов из двух сэндвич-панелей изготавливаются монолитные конструктивные элементы такие как пульта, жесткости, воздуховоды и т.д., за исключением отсутствия закладных элементов.

Каждая деталь изготавливается на отдельной оснастке, хотя в отдельных случаях допускается изготавливать единую формообразующую оснастку для зеркальных или конструктивно подобных изделий;

Детали из металлических сплавов изготавливаются фрезерованием и штамповкой на соответствующем оборудовании;

Сборка фонаря кабины пилотов из единовременно формуемого каркаса производится непосредственно при установке на собранный силовой набор пола кабины пилотов вертолета. Отличительной особенностью данного конструктивного решения является стабильный размер крупногабаритной детали каркаса. Все детали между собой устанавливаются клеємеханическим способом.

Недостатками данного конструктивного решения являются сложность процесса выкладки крупногабаритной детали каркаса ввиду больших габаритов; необходимостью наличия на производстве автоклава с подходящей по размерам камерой; сложностью контроля на внутренние дефекты большого количества зон, а также невозможность замены части крупногабаритной детали из-за наличия в ней недопустимых дефектов.

Преимуществами данного конструктивного решения являются удобство процесса установки, стабильными размерами, а также потенциально высокими прочностными и эксплуатационными характеристиками.

При проектировании в CAD системе сформированы основные критерии оценки конструкции для дальнейшего параметрического исследования рационального уровня интегральности конструкции. Результаты приводятся в Таблице 5.

Таблица 5 – Критерии оценки конструкции фонаря кабины пилотов из единовременно формуемого каркаса с устанавливаемыми конструктивными элементами

Характеристика:	Значение:
Количество деталей в агрегате, шт.	23
Количество соединений в агрегате, шт.	62
Количество крепежных элементов, шт.	843
Масса конструкции, кг	58,33

Цельно-композитный фонарь кабины пилотов. Конструкция представляет из себя многослойную сэндвич-панель каркаса фонаря, которая формуется в едином технологическом цикле (Рисунок 53). Конструктивные элементы, такие как кожух верхнего электропульта, бокового электропульта, воздуховоды для обдува лобового остекления и различные жесткости формируются совместно с каркасом. Металлические детали в конструкции фонаря представлены в основном в виде закладных титановых пластин, формуемых совместно с сэндвич-панелями и композитной центральной стойкой.



Рисунок 53 – Фонарь кабины пилотов из единовременно формуемого каркаса с устанавливаемыми конструктивными элементами

Моделирование данного конструктивного решения в CAD системе не проводилось исходя из того, что характеристики данной конструкции возможно получить путем анализа ближайшего конструктивно подобного конструктивного

решения конструкции фонаря кабины пилотов из единовременно формуемого каркаса с устанавливаемыми конструктивными элементами. Отличительной особенностью данного варианта является отсутствие промежуточных сборочных операций.

Данный агрегат стыкуется с силовым шпангоутом фюзеляжа и полом кабины пилотов болтами и заклепками с повышенным сопротивлением срезу, а в конструкции фонаря предусмотрены проемы под установку сдвижных блистеров, лобового и нижнего остекления, а также люка аварийного покидания.

Порядок изготовления и сборки данного конструктивного решения выглядит следующим образом:

На изготовленную из ПКМ формообразующую для сэндвич-панели каркаса фонаря кабины пилотов производится выкладка внешней обшивки, заполнителей, закладных и внутренней обшивки аналогично описанному процессу изготовления фонаря кабины пилотов из двух сэндвич-панелей.

Для изготовления композиционных изделий сложной пространственной формы применяется водорастворимая формующая оснастка или удаляемые после формования закладные элементы. В качестве таких элементов допускается использовать силиконовые формы или пеноакрилимидные заполнители.

Обеспечение стабильного расположения данных элементов также подразумевает применение различных прижимов.

Аналогично описанному процессу изготовления фонаря кабины пилотов из двух сэндвич-панелей формуемая деталь совместно с формообразующей оснасткой, помещенными в вакуумный мешок помещаются в автоклав.

Время формования детали определяется производственными технологами исходя из ТУ на применяемые в конструкции материалы;

После формования детали сложной пространственной формы необходимо удалить закладные формообразующие элементы. Данный процесс необходим, если конструктивом предусмотрены полости, как в случае с воздуховодами системы кондиционирования воздуха.

Детали из металлических сплавов изготавливаются фрезерованием и штамповкой на соответствующем оборудовании;

Сборка единовременно формуемого цельно-композитного фонаря кабины пилотов не требуется. Отличительной особенностью данного конструктивного решения также является стабильный размер крупногабаритной конструкции.

Недостатками данного конструктивного решения являются сложность процесса выкладки детали ввиду больших габаритов; сложность механической обработки ввиду необходимости удаления закладных формообразующих элементов, а также роста массы конструкции при невозможности их удаления; необходимостью наличия на производстве автоклава с подходящей по размерам камерой; сложностью контроля на внутренние дефекты большого количества зон, а также невозможность замены части крупногабаритной детали из-за наличия в ней недопустимых дефектов.

Преимуществами данного конструктивного решения являются удобство процесса установки, стабильные размеры изделия, а также потенциально высокими прочностными и эксплуатационными характеристиками.

При проектировании в CAD системе сформированы критерии оценки конструкции для дальнейшего параметрического исследования рационального уровня интегральности конструкции. Результаты приводятся в Таблице 6.

Таблица 6 – Критерии оценки цельно-композитного фонаря кабины пилотов

Характеристика:	Значение:
Количество деталей в агрегате, шт.	1
Количество соединений в агрегате, шт.	58
Количество крепежных элементов, шт.	826
Масса конструкции, кг	57,98

Представленные проектно-конструкторские решения обладают своими преимуществами и недостатками, однако выбор рационального на основе личного

опыта конструктора может быть ошибочен и в дальнейшем привести к перепроектированию конструкции в ситуации отсутствия сроков на разработку, проблем при изготовлении и сборке, а также возможного ухудшения тактико-технических характеристик проектируемого вертолета в целом.

Для определения рационального конструктивного решения и соответствующего ему рационального уровня интегральности необходимо провести параметрическое исследование на основе представленной методики.

2.4 Предварительный расчет трудоемкости изготовления проектируемого конструктивного решения

Одним из ключевых частных критериев при расчете комплексного критерия совершенства интегральной конструкции агрегата является трудоемкость его изготовления.

Трудоемкость изготовления определяет количество затрачиваемых нормо-часов на производство детали или агрегата в целом и имеет непосредственную связь с экономическим показателем изделия.

В работе [57] авторы рассматривают существующие методы оценки трудоемкости в зависимости от метода изготовления изделий из ПКМ и разделяют их на две группы:

1. По специфике используемого материала – из предварительно пропитанного волокна или из сухого волокна с последующим добавлением смолы;
2. По уровню автоматизации производства – автоматизированное, механизированное или ручное производство.

В результате сопоставления методов выносится предположение, что подходы к нормированию операций должны соотноситься с техническим оснащением производства и предлагается методика оценки трудоемкости изделий из ПКМ.

Расчет трудоемкости проводится с использованием корреляционно-регрессивного анализа путем создания модели взаимозависимости факторов и влияния их на трудоемкость изделий.

Уравнение модели расчета выглядит следующим образом:

$$y = -0.6507 + 3.4013 \cdot x_1 + 0.1035 \cdot x_2 + 1.0222 \cdot x_3, \quad (15)$$

где y – трудоемкость изделия, нормо-часов;

x_1 – формируемая площадь изделия, мм²;

x_2 – количество слоев по КД, шт.;

x_3 – разряд производимых работ.

Вероятность работоспособности данной модели расчета авторы приводят 82,63%, что является достаточно высоким показателем для проведения предварительных расчетов на ранних этапах проектирования агрегата. Также приводится уточнение, что в качестве неучтенных факторов могут быть конструктивные особенности изделия, используемый материал и сложность работы с ним, серийность производства и объем партии.

Уточненный расчет предлагается производить с учетом анализа изделия, анализа сложности изготовления с учетом производственных аспектов и формированием нормы одним из способов: путем хронометражных наблюдений или путем расчета трудоемкости по уравнению.

Исходя из этого и хронометражных данных, полученных в технологическом бюро композитного цеха опытного завода на типовой образец, проведен пробный расчет трудоемкости, основанный на данной методике.

При расчете взят типовой образец размерами 1225 мм в длину и 1034 мм в ширину. Количество слоев материала – 9. Разряд производимых работ принят за 1. Согласно предлагаемому уравнению, трудоемкость типового образца составляет $y = 4308257,94$ нормо-часов.

По расчету цеха трудоемкость изготовления подобной детали составляет 8 нормо-часов.

Исходя из этого, предложено проводить расчет исходя из собранных среднестатистических данных композитного цеха на опытном производстве [17]. В качестве основных значений трудоемкости приведены следующие детали:

заполнитель пенопласт (или соты), сухарь (заполнитель пенопласт), трехслойная сэндвич конструкция, монолитная деталь и операция по подготовки оправки перед формованием. По каждой из этих деталей существует фактическая трудоемкость и габаритные размеры (Таблица 7).

Базовая формула предварительного расчета трудоемкости исходит из гипотезы линейной зависимости трудоёмкости от габаритного размера. Однако для более точной оценки вводятся два поправочных множителя: коэффициент формы (учёт сложности конфигурации) и коэффициент массы (учёт сложности обращения с тяжёлым изделием).

В рамках исследования предложена методика прогнозной оценки трудоёмкости изготовления деталей и агрегатов из ПКМ на ранних стадиях проектирования. Методика основана на использовании геометрических характеристик изделия и эмпирически определённого значения относительной трудоёмкости для каждого типа технологической операции [58].

Базовая расчетная формула имеет следующий вид:

$$T_l = k_{cl} \cdot t_{отн} \cdot A, \quad (16)$$

где T – прогнозная трудоёмкость изготовления, ч;

$l = 1, \dots, s$ – индекс расчетного элемента конструкции;

k_{cl} – коэффициент сложности;

$t_{отн}$ – удельная (относительная) трудоёмкость;

Средний габаритный размер изделия:

$$A = \frac{L + W + H}{3}, \quad (17)$$

где L – длина детали, мм;

W – ширина детали, мм;

H – высота детали, мм.

Расчет относительной трудоемкости $t_{отн}$ производится по формуле:

$$t_{отн} = \frac{T_c}{A}, \quad (18)$$

где T_c – статистическая трудоемкость, ч.

В качестве статистической трудоемкости (T_c) используется фактическая трудоемкость производственной операции, полученная при изготовлении детали – образца. Исходя из того, что процесс изготовления детали является многоэтапным, то для каждого этапа рассчитывается своя T_l . Формула расчета общей трудоемкости изготовления примет вид:

$$T = \sum_{l=1}^s T_l \quad (19)$$

где T – суммарная трудоемкость расчетного агрегата.

Для формирования базы эталонных значений относительной трудоёмкости отобраны типовые операции, характерные для производства деталей из ПКМ. Важно отметить, что для каждой операции известны габаритные размеры и фактическое значение трудоёмкости. В таблице 7 приведены значения эталонной трудоемкости (T_c) и габаритных размеров.

Таблица 7 – Значения эталонной трудоемкости

№	Операция	Габариты (мм)	T_c , ч	A, мм	$t_{отн}$, ч/мм
1	Механическая обработка	1225×1034×393	5.00	884.0	0.005
2	Мехобработка пенопласта	1015×364×995	9.75	791.3	0.012
3	Мехобработка сот	215×86×62	2.00	121.0	0.016
4	Трёхслойная конструкция	1011×988×372	34.05	790.3	0.043
5	Монолитная деталь	1225×1034×39	32.50	766.0	0.042

Исходя из полученных из CAD-системы данных о электронных моделях деталей и на основе рассчитанных значений относительной трудоемкости ($t_{\text{отн}}$) рассчитаны значения трудоемкости для представленных конструктивных решений в таблице 8.

Таблица 8 – Расчетные значения трудоемкости конструктивных решений

Конструктивное решение		Трудоемкость изготовления T , н-ч.
$KP_{\text{исход}}$	Фонарь кабины пилотов вертолета – прототипа, изготовленный из металлов	288*
KP_1	Фонарь кабины пилотов, собираемый из двух отдельно формованных половин (сендвич-панелей) с последующей приклейкой конструктивных элементов	243
KP_2	Единовременно формуемый каркас фонаря кабины пилотов с последующей приклейкой конструктивных элементов	215
KP_3	Каркас фонаря кабины пилотов, единовременно формуемый с остальными конструктивными элементами	241

* - трудоемкость изготовления каркаса фонаря кабины пилотов вертолета – прототипа, изготовленного из металлов, приводится на основе статистических данных общей трудоемкости изготовления вертолета данного и процентного соотношения изготовления носовой части вертолета. Точные значения трудоемкости изготовления не приводятся исходя из открытости диссертационного исследования.

Заключение к Главе 2

В данной главе проведен анализ технологических особенностей проектирования интегральных агрегатов из ПКМ, разработан алгоритм

проектирования конструктивных решений каркаса фонаря кабины пилотов из ПКМ в системе САД и предварительной подготовкой для систем САМ.

Выполнено моделирование и проведено исследование конструктивно схожих, но концептуально отличающихся конструктивных решений каркаса фонаря кабины пилотов вертолета Ми-171А3. Собраны значения ключевых характеристик каждого конструктивного решения для проведения расчета комплексного критерия совершенства конструкций из ПКМ.

Разработана методика и математический алгоритм предварительного расчета трудоемкости изготовления проектируемого конструктивного решения на основе эталонных значений трудоемкости. Рассчитаны значения трудоемкости изготовления спроектированных конструктивных решений.

Глава 3 Параметрическое исследование рационального уровня интегральности конструкции на примере каркаса фонаря кабины пилотов для вертолета Ми-171А3

Параметрическое исследование определения рационального уровня интегральности конструкции каркаса фонаря кабины пилотов вертолета Ми-171А3 на примере исходной конструкции вертолета Ми-171 и трех разработанных конструктивных решений позволит определить наилучший вариант на ранних этапах разработки вертолета.

Параметрическое исследование [59-60] проводится на базе разработанной модели определения количественного значения критерия совершенства интегральных конструкций из ПКМ с использованием методики расчета весовых коэффициентов посредством экспертных оценок и определения области рациональных значений, представленных в Главе 1 данного диссертационного исследования в программе Microsoft Excel [61].

Исходные данные для проведения математических расчетов представлены в Главе 1, разделе 1.3; в Главе 2, разделах 2.3, 2.4.

3.1 Формирование массива исходных данных для количественной оценки комплексного критерия совершенства конструктивных решений агрегата

На начальном этапе при выборе рационального уровня интегральности конструкции фонаря кабины пилотов из ПКМ, представленного в Главе 1 и разделе 1.3 в сравнении с исходной конструкцией, результатами моделирования конструктивных решений в разделе 2.3 и расчетом трудоемкости изготовления в разделе 2.4, формируется сводная таблица 9.

Таблица 9 – Матрица значений ключевых характеристик
интегральной конструкции

Конструктивное решение	$k_{дет}$	P_1	P_2	P_3	P_4
$KP_{исход}$	250	632	1220	72	288
KP_1	31	80	989	61,13	243
KP_2	23	62	843	58,33	215
KP_3	1	58	826	57,98	241

где $k_{дет}$ - количество деталей в конструкции, шт.;

P_1 - количество соединений в конструкции, шт.;

P_2 - количество крепежных элементов в конструкции, шт.;

P_3 - масса конструкции, кг;

P_4 - трудоемкость изготовления, н-ч.

На рисунках 54-57 представлены полученные значения частных критериев P_j для четырех рассматриваемых вариантов конструкции каркаса фонаря кабины пилотов. Каждый вариант, как ранее отмечено, определяется количеством деталей $k_{детi}$ в конструктивном решении.

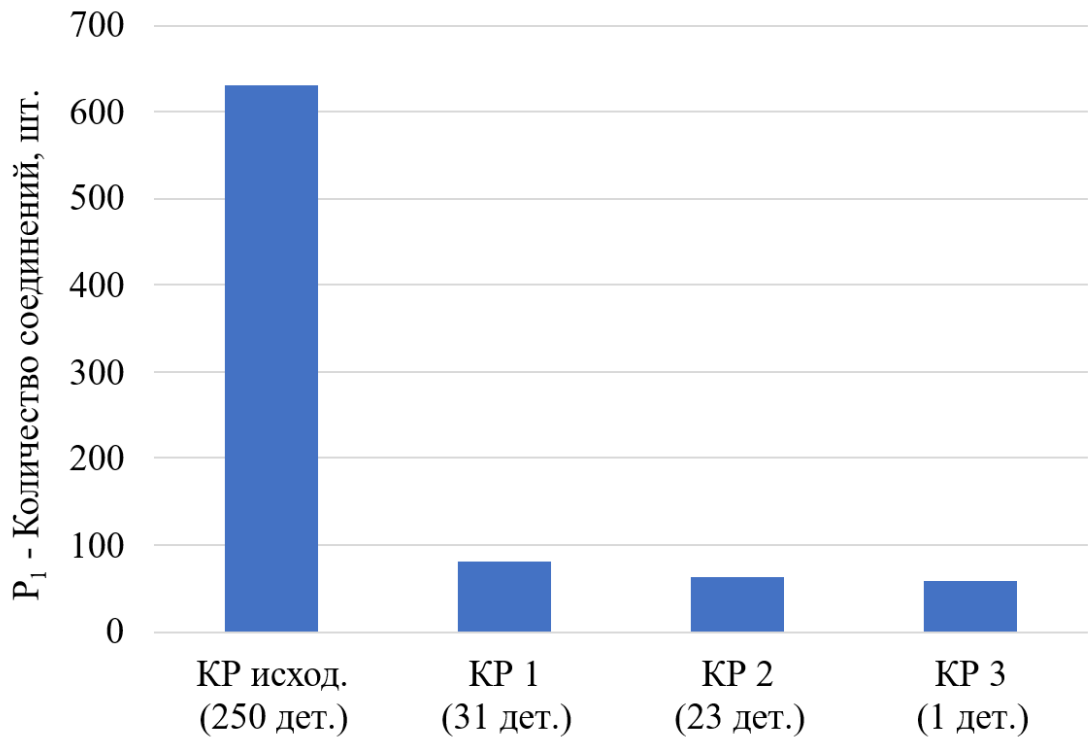


Рисунок 54 – Количество соединений в сравниваемых вариантах конструкции каркаса фонаря кабины вертолета

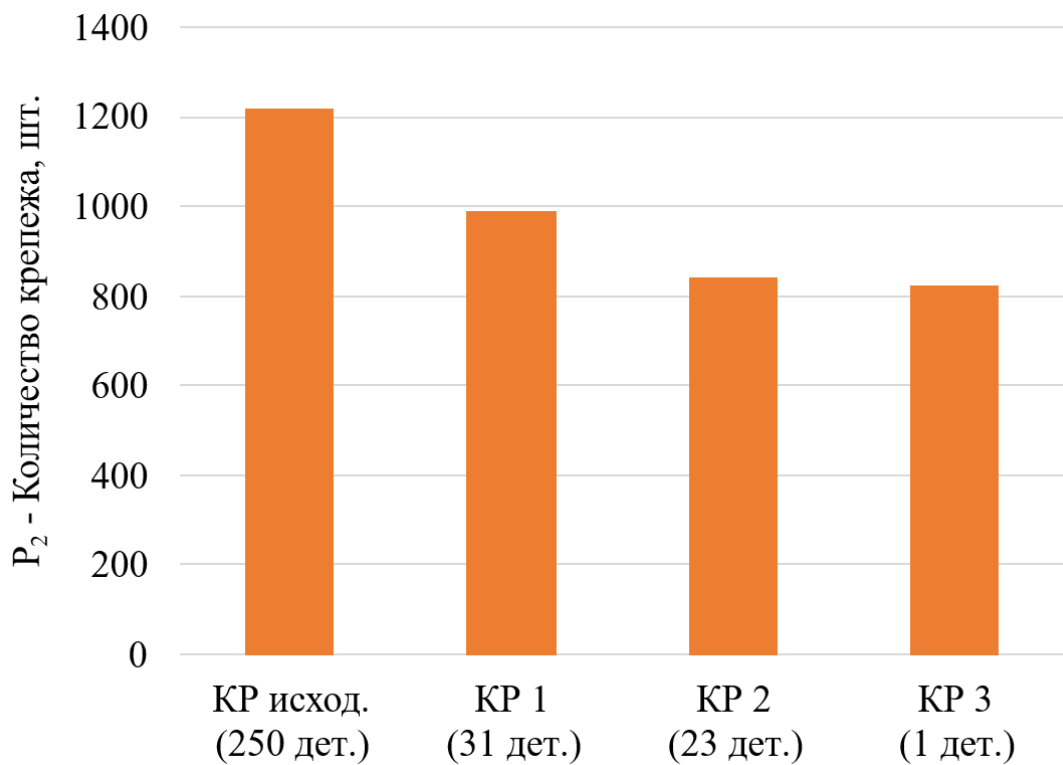


Рисунок 55 – Количество крепежных элементов в сравниваемых вариантах конструкции каркаса фонаря кабины вертолета

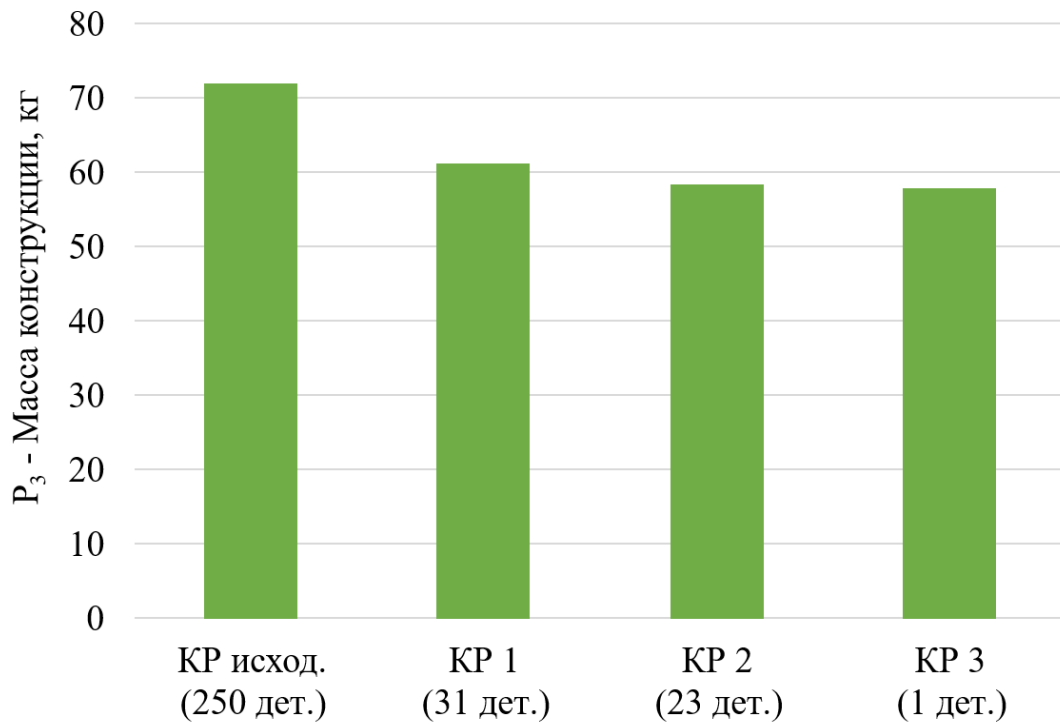


Рисунок 56 – Масса сравниваемых вариантов конструкции каркаса фонаря кабины вертолета

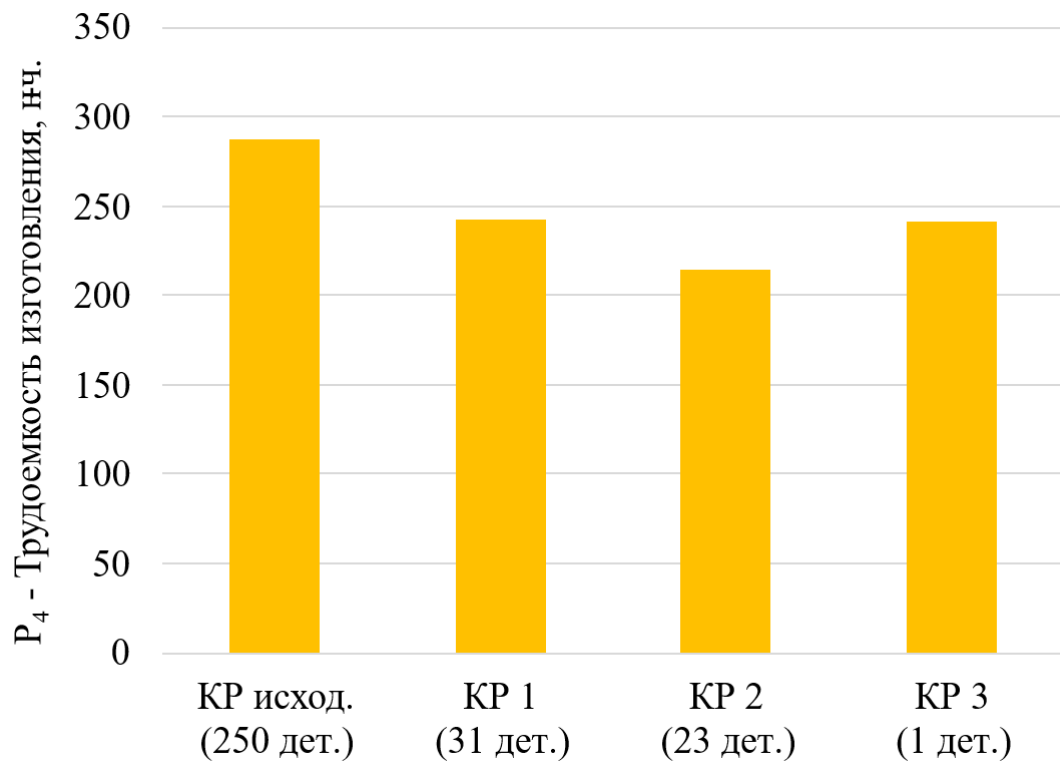


Рисунок 57 – Трудоемкость изготовления сравниваемых вариантов конструкции каркаса фонаря кабины вертолета

Из представленных гистограмм следует, что с повышением уровня интегральности конструкции агрегата при уменьшении количества деталей в его составе, большая часть ключевых характеристик (количество соединений, количество крепежных деталей и масса конструкции) снижается. В то время как трудоемкость изготовления первоначально снижается, но в последнем варианте конструкции, состоящей из одной детали, возрастает. Это объясняется тем, что в этом варианте увеличивается сложность технологической оснастки и трудоемкость самого процесса изготовления каркаса фонаря кабины пилотов.

Для формования деталей сложной пространственной конфигурации [62] зачастую требуется применения комбинированных, разъемных или жертвенных оснасток.

Комбинированная оснастка (Рисунок 58) представляет из себя конструкцию, сочетающую в себе различные элементы и материалы, обеспечивающие формообразование, герметизацию и равномерное распределение давления при формовании. Формообразующие части изготавливаются из металлов или из композиционных материалов, гибкие элементы используются для герметизации и компенсации термических деформаций.



Рисунок 58 – Пример комбинированной оснастки

Гибкие элементы или внутренние эластичные формы размещаются внутри заготовки или полости формующей оснастки, после чего заполняются давлением (воздухом, водой, силиконом) и создают давление на внутреннюю поверхность детали, прижимая ее к наружной жесткой форме. После отверждения детали удаляются или остаются внутри. В качестве гибких элементов также используются формованные силиконовые вставки.

Жертвенная оснастка (Рисунок 59), будучи временной формой, остается внутри готового изделия после формования или удаляется после отверждения, обычно путем растворения [63] или механического разрушения.

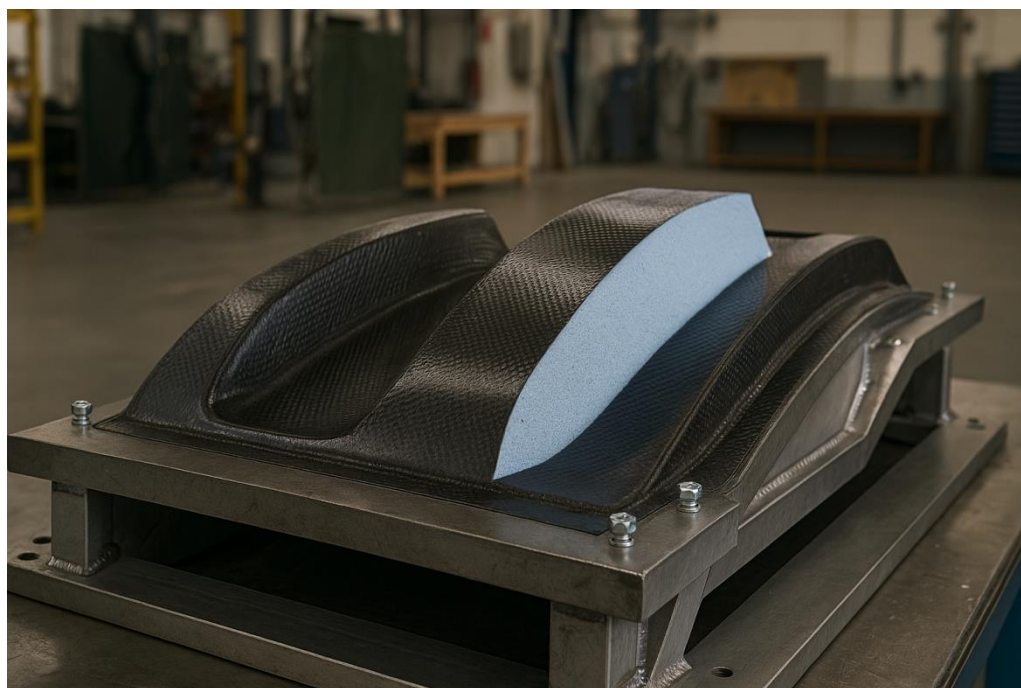


Рисунок 59 – Пример жертвенной удаляемой оснастки

При проведении анализа результатов расчета по предлагаемой методике следует учитывать требования технического задания на разработку агрегата. В частности, в соответствии с заданием на разработку фонаря кабины пилотов в техническом задании указано на необходимость снизить массу конструкции в сравнении с исходной не менее чем на 15%, т.е. исходя из начальной массы агрегата 72 кг она должна быть не больше 61,2 кг. Этому условию соответствуют

все три варианта конструкции фонаря кабины, изготавливаемых из полимерных композиционных материалов.

Для определения рационального уровня интегральности конструкций изначально проводится сбор экспертных оценок и расчет весовых коэффициентов, согласно методу приписывания баллов и на основе статистических данных. Результаты расчета представлены в Таблице 10. Количество экспертов соответствует количеству ключевых характеристик. В роли экспертов выступили главный специалист, два ведущих и два главных конструктора.

Таблица 10 – Расчет весовых коэффициентов на основе экспертных оценок

Индекс эксперта - k	Оценки экспертов b_{kj} по ключевым характеристикам			
	P_j			
	b_{k1}	b_{k2}	b_{k3}	b_{k4}
1	1	4	2	3
2	4	2	5	4
3	2	1	4	10
4	1	3	8	3
5	3,6	5	9	10
Сумма оценок каждого эксперта - r_j	11,6	15	28	30
Сумма оценок - Σr_j	84,6			
Весовые коэффициенты				
λ_j	0,137	0,177	0,331	0,355

Расчет весовых коэффициентов на основе статистических данных проводилось через нахождение коэффициента вариации ввиду небольшой выборки конструктивно подобных образцов конструкций.

Полученные значения ключевых характеристик представляют аналогичные по габаритам конструкции каркаса фонаря кабины пилотов вертолетов отечественного производства. Результат расчета весовых коэффициентов на основе

статистических данных через коэффициент вариации представлен в таблице 11.

Таблица 11 – Расчет весовых коэффициентов на основе статистических данных

Матрица статистических данных				
Номер рассматриваемого, в качестве примера, вертолета	P_1	P_2	P_3	P_4
1	632	1220	72	288
2	540	1194	45,23	250
3	480	1100	34,4	230
Коэффициент вариации				
Среднее значение μ_j	550,6	1171	50,54	256
Стандартное отклонение σ_j	62,51	51,54	15,80	24,055
Коэффициент вариации CV_j	0,114	0,044	0,313	0,094
Весовые коэффициенты				
Весовые коэффициенты λ_j	0,201	0,078	0,554	0,167

3.2 Расчет комплексного критерия совершенства конструктивных решений агрегата из полимерных композиционных материалов

Расчет комплексного критерия совершенства (I_i) конструктивных решений агрегата из ПКМ с использованием ключевых характеристик (P_j) проведен по формуле (7) с автоматическим выбором условия свойств ключевой характеристики.

Логический индикатор ($s_j \in \{0,1\}$) j -ой ключевой характеристики будет равен $s_j = 1$ исходя из того, что все ключевые характеристики представленные в диссертационном исследовании демонстрируют наилучшие свойства при наименьших значениях.

В таблице 12 приведены результаты расчета критериев совершенства ключевых характеристик (P_j) на основе весовых коэффициентов (λ_j), полученных методом экспертных оценок по формуле (15).

Таблица 12 – Значения критериев совершенства ключевых характеристик конструктивных решений на основе экспертных оценок

Критерий совершенства ключевых характеристик	$k_{дет}$	P_{i1}	P_{i2}	P_{i3}	P_{i4}
$I_{исход.j}$	250	0,000	0,000	0,000	0,000
I_{1j}	31	0,132	0,104	0,256	0,219
I_{2j}	23	0,136	0,170	0,355	0,355
I_{3j}	1	0,137	0,177	0,331	0,228

В таблице 13 приведены результаты расчета критериев совершенства ключевых характеристик (P_j) на основе весовых коэффициентов (λ_j) статистических данных, полученных через коэффициент вариации по формуле (13).

Таблица 13 – Значения критериев совершенства ключевых характеристик конструктивных решений на основе статистических данных

Критерий совершенства ключевых характеристик	$k_{дет}$	P_{i1}	P_{i2}	P_{i3}	P_{i4}
$I_{исход.j}$	250	0,000	0,000	0,000	0,000
I_{1j}	31	0,193	0,005	0,429	0,103
I_{2j}	23	0,200	0,007	0,540	0,167
I_{3j}	1	0,201	0,008	0,554	0,108

Значения комплексного критерия совершенства интегральной конструкции в зависимости от весовых коэффициентов на основе экспертных оценок и статистических данных представлены в Таблице 14.

Таблица 14 – Значения комплексного критерия совершенства интегральной конструкции на основе экспертных оценок и статистических данных

Конструктивное решение		$k_{дет}$	На основе экспертных оценок	На основе статистических данных
$KP_{исход}$	$I_{исход.j}$	250	0,000	0,000
KP_1	I_{1j}	31	0,710	0,730
KP_2	I_{2j}	23	0,983	0,914
KP_3	I_{3j}	1	0,874	0,870

На рисунках 60-61 представлены полученные в результате расчета показатели комплексного критерия совершенства трех вариантов конструктивных решений каркаса фонаря кабины пилотов вертолета, выполненного из ПКМ на основе экспертных оценок и статистических данных.

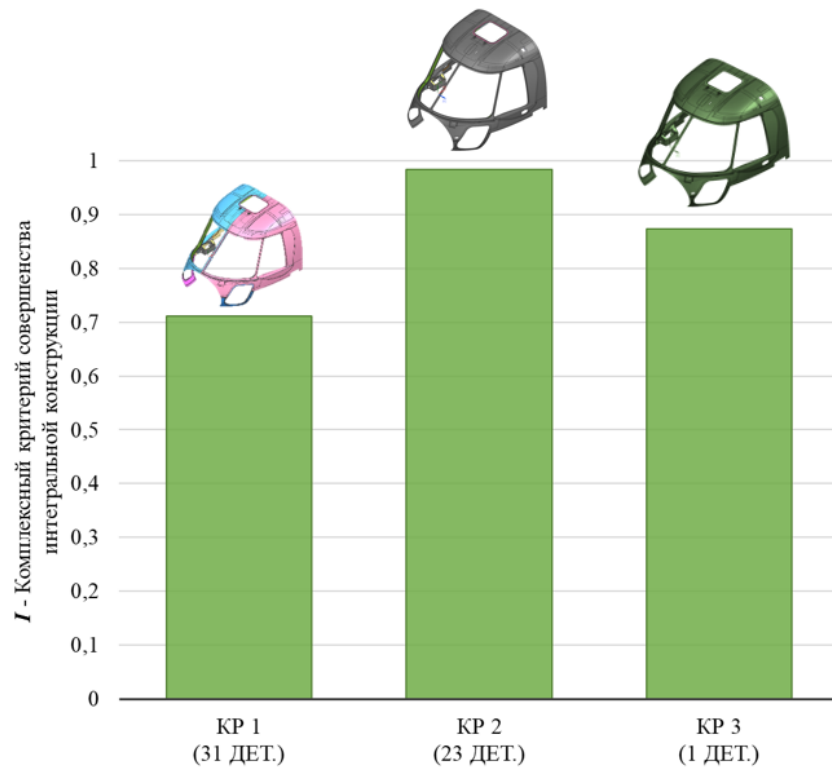


Рисунок 60 – Показатели комплексного критерия совершенства трех вариантов конструктивных решений каркаса фонаря кабины пилотов на основе экспертной оценки

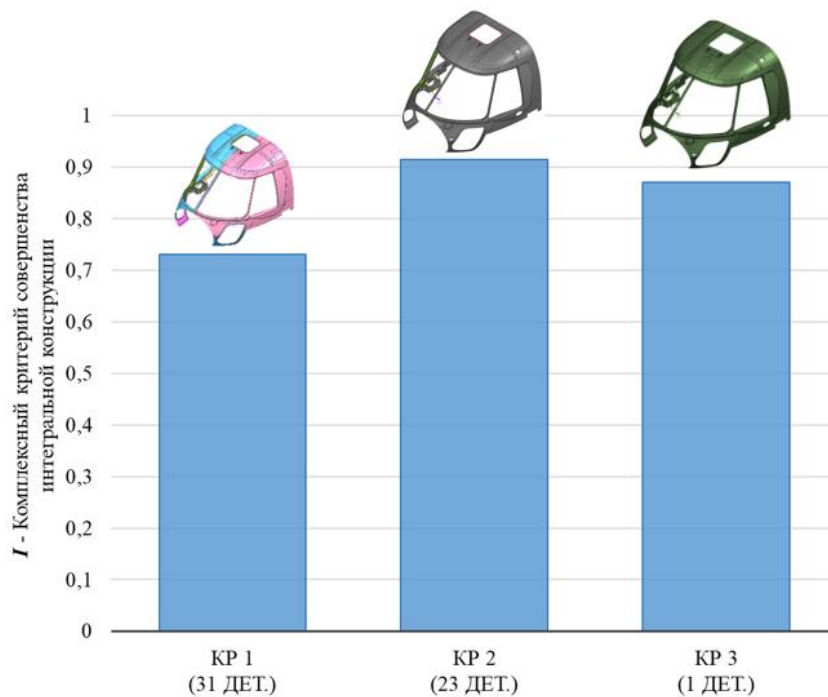


Рисунок 61 – Показатели комплексного критерия совершенства трех вариантов конструктивных решений каркаса фонаря кабины пилотов на основе статистических данных

Из представленных данных следует, что первоначально с увеличением уровня интегральности конструкции фонаря кабины вертолета при уменьшении количества входящих в нее деталей комплексный критерий совершенства конструкции увеличивается и во втором варианте он достигает значений $I_2 = 0,983$ на основе экспертных оценок и $I_2 = 0,914$ на основе статистических данных. Затем он начинает снижаться. Последнее объясняется проявлением фактора увеличения трудоемкости изготовления конструкции. При этом количество соединений, крепежных элементов и масса конструкции меняются незначительно.

Из проведенного анализа следует, что из рассмотренных конструктивных решений наиболее рациональным является 2 вариант конструкции.

В результате расчета для дальнейшей разработки РКД в качестве рационального проектно конструкторского решения выбран фонарь кабины пилотов из единовременно формуемого каркаса с устанавливаемыми конструктивными элементами. В 2023 году вертолет Ми-171А3 представлен на XII Петербургском международном газовом форуме (Рисунок 62).



Рисунок 62 – Вертолет Ми-171А3 на XII Петербургском международном газовом форуме

3.3 Прогнозная оценка эффективности применения методики выбора рационального уровня интегральности конструкции с целью снижения массы агрегатов планера вертолета

Научной основой решения поставленной задачи, является разработанный метод количественной оценки уровня интегральности конструкции из ПКМ и алгоритм выбора рационального конструктивного решения в целях снижения массы проектируемого агрегата и вертолета в целом. На примере параметрического исследования рационального уровня интегральности конструкции для каркаса фонаря кабины пилотов вертолета Ми-171А3 удалось достичь снижения массы на 14 кг в сравнении с исходной металлической конструкцией.

В целях определения прогнозной эффективности применения новой методики с целью снижения массы выбрана модель, основанная на масштабировании подхода, к оптимизации массы каркаса фонаря кабины пилотов из ПКМ на номенклатуру крупногабаритных агрегатов представленных в Таблице 15.

Таблица 15 – Масса крупногабаритных агрегатов планера вертолетов из металлических и композитных элементов

№ п/п	Агрегат	Ми-171А2 (металл) масса, кг	Ми-171А3 (ПКМ) масса, кг	ΔG , кг
1	Обтекатель	5	4	1
2	Обтекатель	5	4	1
3	Люк аварийный	15	12	3
4	Дверь в кабину пилотов	10	8	2
5	Дверь сдвижная	24	19,2	4,8
6	Панель боковая левая	70	56	14
7	Панель боковая правая	60	48	12
8	Каркас фонаря кабины пилотов	72	58	14
9	Зашивка грузовых створок	87	69,6	17,4
	Σ	348	278,8	69,2

В соответствии с работами [23-24], в которых снижение массы проектируемых конструкций из ПКМ заложено на уровне 15-30% от исходных значений, уровень снижения массы для других агрегатов планера рассчитан при значении 20%. Таким образом сравнительный анализ массовых характеристик агрегатов из ПКМ, с аналогичными агрегатами, изготовленными из металлов, свидетельствует о прогнозируемом снижении массы в абсолютном выражении на 69,2 кг.

Оценка весомости полученных результатов, с учетом назначения вертолета Ми-171А3, проведена исходя из двух критериев: конкурентоспособность и соответствие требованиям к конструкции IOGP, для работы в экстремальных условиях Арктики.

Приведенные в таблице 16 сводные данные летно-технических характеристик (ЛТХ) вертолета Ми-171А3, достижение которых стало возможным, в том числе благодаря применению при проектировании новой методики, свидетельствует о конкурентоспособности с вертолетом AW189 (Италия).

Таблица 16 – Сводные данные отечественных вертолетов для перевозки вахтовых бригад на буровые платформы добычи нефти и газа на морских шельфах

Тип вертолета/ЛТХ	Ми-8	Ми-171А2	Ми-171А3	AW 189 (Справочно)
Масса пустого, кг	7200	6800	8000*	8300
Масса ЛНВ, кг	705	135	135	-
Масса силовой установки, кг	800	800	300	-
Масса трансмиссии, кг	785	785	785*	-
Масса планера, кг	4910* (10 G)	5480* (10 G)	6780* (20 G)	- (20 G)
Доля массы планера в массе пустого вертолета, %	31% (2290*)	24% (1720*)	15,25% (1220*)	-
Крейсерская скорость, км/час	225	260	250*	267
Средний расход топлива, кг/час (на 100 км пути)	600	470	540*	-
Средняя стоимость л/ч, тыс.руб.	245	245	307*	384
Пассажировместимость, чел.	20	20	24	18

* Данные взяты из открытых источников, по ряду позиций ориентировочные.

Прогнозная оценка стоимости летного часа с учетом достигнутой массы агрегатов планера из ПКМ при использовании методики определения рационального уровня интегральности рассчитана исходя из следующих допущений:

- Масса каркаса фонаря кабины пилотов определена расчетом
- Масса пустого вертолета Ми-171 ($m_{пуст}$) – 6800 кг
- Стоимость летного часа Ми-171 ($C_{лч}$) – 245629 руб.
- Затраты на 1 кг массы пустого вертолета ($F_{пуст/1кг}$) – 34 руб.
- Годовой налет вертолета ($t_{год}$) – 500 час.

Экономия на стоимости летного часа пустого вертолета (E_y) с учетом годового налета рассчитана по формуле:

$$\begin{aligned}
 E_y &= t_{год} \cdot (C_{лч\ пуст1} - C_{лч\ пуст2}) = \\
 &= t_{год} \cdot ((m_{пуст} \cdot F_{пуст/1кг}) - ((m_{пуст} - 69,2) \cdot F_{пуст/1кг})) = \\
 &= 500 \cdot (231200 - 228847) = 500 \cdot 2353 = 1176400 \text{ руб.}
 \end{aligned} \tag{20}$$

Исходя из открытых источников в 2021 году ПАО «Газпром» подписал договор на поставку 16 вертолетов марки Ми-171А3. С учетом средней продолжительности жизненного цикла вертолета в парках отечественных эксплуатантов длительностью в 25 лет экономия на стоимости летного часа 1 176 400 руб. в год на парке из 16 вертолетов составит 470 560 000 руб.

Заключение к Главе 3

В Главе 3 приведен пример параметрического исследования определения рационального уровня интегральности конструкции каркаса фонаря кабины пилотов вертолета Ми-171А3 из ПКМ.

Результаты расчета на базе разработанной модели определения количественного значения критерия совершенства интегральных конструкций из ПКМ позволили определить рациональную конструкцию фонаря кабины пилотов для дальнейшего изготовления и применения на машине.

Данная глава наглядно демонстрирует работоспособность методики, описанной в представленном диссертационном исследовании.

Заключение

В результате проведенного исследования разработана методика выбора рационального уровня интегральности конструкции агрегатов планера вертолета из полимерных композиционных материалов.

Основные новые научные результаты диссертационной работы заключаются в следующем:

1. Разработана методика определения количественной взаимосвязи уровня интегральности с основными критериями эффективности конструкции и рассчитаны их значения для выбора проектного решения;
2. Сформулированы технические рекомендации, применяемые при проектировании агрегатов планера вертолета из ПКМ, в том числе конструктивного решения каркаса фонаря кабины пилотов вертолета Ми-171А3;
3. Разработан алгоритм проектирования конструкций агрегатов планера вертолета из ПКМ в программном комплексе Siemens NX и смоделированы, на его основе три различных конструктивных решения каркаса фонаря кабины пилотов вертолета Ми-171А3;
4. Разработана методика предварительного расчета трудоемкости изготовления деталей из полимерных композиционных материалов;
5. Разработан алгоритм проектирования конструкций агрегатов планера вертолета из ПКМ в программном комплексе Siemens NX и смоделированы, на его основе три различных конструктивных решения каркаса фонаря кабины пилотов вертолета Ми-171А3;

В результате анализа с использованием разработанной методики в качестве наилучшего конструктивного решения выбрана цельно-композитная конструкция каркаса фонаря кабины пилотов (KP_2) с отдельно устанавливаемыми конструктивными элементами. По сравнению с исходной

цельнометаллической конструкцией ($KP_{исход}$) она имеет на 90% меньше количество соединений, на 31% меньше количество крепежных элементов, на 19% меньшую массу и на 25% меньшую трудоемкость изготовления.

- б. Прогнозная экономия на стоимости летного часа пустого вертолета, за счет снижения массы агрегатов планера с учетом годового налета (500 час.) составит 1 176 400 руб. в год на один борт. За 25 лет в парке из 16 машин экономия составит порядка 470 560 000 руб.

Перспективы дальнейшей разработки темы, представленной в диссертационной работе модели определения рационального уровня интегральности при проектировании агрегатов планера вертолетов с использованием комплексного критерия совершенства конструкций из ПКМ позволяет конструкторам определять лучшее конструктивное решение на ранних этапах разработки исходя не из личного опыта или традиционно применяемых практик, а из многокритериальной оценки конструкции.

Разработанная методика позволяет оценить проектируемую конструкцию не только по представленным в примере параметрического исследования ключевым характеристикам, но также рассматривать вводить новые переменные, присущие той или иной конструкции, которые можно выразить в числовом значении. Причем сравниваемые конструктивные решения из ПКМ с конструкцией, изготовленной из металлов, допускается сравнивать также с исходной композитной конструкцией в целях улучшения уже разработанного решения.

В данном диссертационном исследовании решена аналитическая задача, которая дает основания для решения задачи синтеза в дальнейшем. Расчет уровня интегральности конструкций и нахождение рационального конструктивного решения в рамках данной диссертационной работы проводились вручную, однако представленная модель позволяет в дальнейшем разработать программу на базе таких языков программирования, как MatLab, Python, Fortran, C.

Список литературы

1. Башаров Е.А. Анализ применения композиционных материалов в конструкции планера вертолетов // Труды МАИ. - 2017. - №92.
2. Завалов О.А., под ред. Михеева С.В. Конструкция вертолетов. - М.: 47/Издательство МАИ, 2004. - 314 с.
3. Вагин А.Ю., Головин В.В. Композиты в каркасных конструкциях // Вертолет. 1999. №1. С. 12–15.
4. Раскутин А.Е., Соколов И.И. Углепластики и стеклопластики нового поколения // Труды ВИАМ. - 2013. - №4.
5. Раскутин А.Е. Российские полимерные композиционные материалы нового поколения, их освоение и внедрение в перспективных разрабатываемых конструкциях // Авиационные материалы и технологии. - 2017. - №S. - С. 349-367.
6. Молчанов Б.И., Гудимов М.М. Свойства углепластиков и области их применения // Авиационная промышленность. - 1997. - №3-4. - С. 56-60.
7. Андросов И.Н., Мартиросов М.И. Сравнительный анализ прочности панелей из углепластиков под действием статической нагрузки // Инновационное развитие транспортного и строительного комплексов. - Гомель: БелГУТ, 2023. - С. 64-65.
8. Гуляев И.Н., Павловский К.А. Высокомодульные углепластики для изделий гражданской авиационной техники (Обзор) // Труды ВИАМ. - 2023. - №3. - С. 95-106.
9. Фадеев А.М., Лисунова Е.М. Технологическая обеспеченность проектов в Арктике: Вызовы для науки и промышленности // Арктика 2035: актуальные вопросы, проблемы, решения. - 2021. - №2. - С. 84-91.

10. Тищенко М. Н., Артамонов Б. Л., Завалов О. А., Мойzych Е. И., Маслов А. Д. Разработка методологии применения компьютерных технологий при проектировании винтокрылых летательных аппаратов и их систем // Прикладная геометрия. - 2005. - №2. - С. 49-61.
11. Короткевич М.З. Использование цифровых технологий в разработке вертолетной техники // Журнал Авиасоюз. - 2021. - №6. - С. 32-36.
12. Халиулин В.И., Батраков В.В., Константинов Д.Ю. Технология производства изделий из композитов. Трансферные методы формования: Учебное пособие. - Казань: КНИТУ-КАИ, 2018. - 184 с.
13. Пустынникова Е.В. Методология научных исследований: учебное пособие для учреждений высшего образования. - Ульяновск: УлГУ, 2017. - 130 с.
14. Зобнин В.А. Разработка методики проектирования под заданную стоимость // Труды VIII Форума Российского вертолетного общества. - М.: Издательство МАИ, 2008.
15. Вешкин Е.А., Сатдинов Р.А., Савицкий Р.С. Подход к выбору технологического режима изготовления ПКМ // Труды ВИАМ. - 2021. - №11. - С. 103-111.
16. Тищенко М.Н., Некрасов А.В., Радин А.С. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. - М.: Машиностроение, 1976. - 368 с.
17. Кисин И.Д. Разработка подхода к созданию критерия для определения оптимального уровня интегральности агрегатов планера вертолета из ПКМ // Международный конгресс по авионавтике. Сборник тезисов. - М.: Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, 2023. - С. 894-896.
18. Исеева О.А., Двирный В.В., Крушенко Г.Г., Пацкова Е.Г. Проектирование изделий из ПКМ с учетом технологических особенностей изготовления // Решетневские чтения. - 2017. - №21. - С. 127-128.
19. Галинская О.О. Проектирование элементов конструкций ракетных комплексов из композиционных материалов. - СПб.: Балт. гос. техн. ун-т., 2014. - 53 с.

20. Кудряшов А.Б., Кутьинов В.Ф. Методика расчета и проектирования створок люков летательных аппаратов из композиционных материалов // Ученые записки ЦАГИ. - 1985. - №5. - С. 74-83.
21. Буланов И.М., Воробей В.В. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов. - М.: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 1998. - 516 с.
22. Колпачков Е.Д., Петрова А.П., Курносое А.О., Соколов И.И. Методы формования изделий авиационного назначения из ПКМ (Обзор) // Труды ВИАМ. - 2019. - №11. - С. 22-36.
23. Гуняев Г.М., Кривонос В.В., Румянцев А.Ф., Железина Г.Ф. Полимерные композиционные материалы в конструкциях летательных аппаратов // Конверсия в машиностроении. - 2004. - №4. - С. 65–69.
24. Тимошков П.Н., Хрульков А.В., Язвенко Л.Н. Композиционные материалы в автомобильной промышленности (Обзор) // Труды ВИАМ. - 2017. - №6. - С. 61-68.
25. Шарый С.П. Интервальные алгебраические задачи и их численное решение: диссертация на соискание ученой степени доктора физико-математических наук: 01.01.07. - 2000. - Новосибирск. - 266 с.
26. Старовойтов В.В., Голуб Ю.И. Нормализация данных в машинном обучении // Информатика. - 2021. - №3. - С. 83-96.
27. Кисин И.Д., Завалов О.А. Метод количественной оценки уровня интегральности композитных конструкций агрегатов планера вертолета в зависимости от их проектных параметров // Инженерный журнал: наука и инновации. - 2024. - №2 (158).
28. Кисин И.Д., Завалов О.А. Методика определения рационального уровня интегральности при проектировании агрегатов планера вертолетов из полимерных композиционных материалов // Инженерный журнал: наука и инновации. - 2025. - №10 (166).

29. Кирюшина В.В. Исследование керамических материалов с применением методов вероятностного анализа при разработке и производстве элементов летательных аппаратов: дис. канд. наук: 05.17.11. - Обнинск, 2014.
30. Баничук Н.Б., Кобелев В.В., Рикардс Р.Б. Оптимизация элементов конструкций из композиционных материалов. - М.: Машиностроение, 1988. - 224 с.
31. Бакулин В.Н., Гусев Е.Л., Марков В.Г. Оптимальное проектирование конструкций из композиционных и традиционных материалов. - М.: Физматлит, 2008. - 256 с.
32. Немировский Ю.В., Янковский А.П. Рациональное проектирование армированных конструкций. - Новосибирск: Наука, 2002. - 488 с.
33. Соловьев Д.С. Метод объективизации значений весовых коэффициентов для принятия решений в многокритериальных задачах // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. - 2023. - №1. - С. 161-168.
34. Раев А.Г. Об одном способе определения весовых коэффициентов частных критериев при построении аддитивного интегрального критерия // Автомат. и телемех. - 1984. - №5. - С. 162-165.
35. Zou Zhi-hong, Yun Yi, Sun Jing-nan Entropy method for determination of weight of evaluating in fuzzy synthetic evaluation for water quality assessment // Journal of Environmental Sciences. - 2006. - V.18. - P. 1020-1023.
36. Агамиров Л.В., Агамиров В.Л., Вестяк В.А. Исследование распределения коэффициента вариации в задачах статистического анализа испытаний // Программные продукты и системы. - 2018. - №1. - С. 166-171.
37. Zahra Jalilibal, Amirhossein Amiri, Philippe Castagliola, Michael B.C. Khoo Monitoring the coefficient of variation: A literature review // Computers & Industrial Engineering. - 2021. - V.161. - P. 1-54.
38. Данелян Т.Я. Формальные методы экспертных оценок // Статистика и экономика. - 2015. - №1. - С. 183-186.

39. Орлов А.И. Экспертные оценки // Заводская лаборатория. - 2008. - №1. - С. 54-60.
40. Орлов А.И. Экспертные оценки. Учеб. пособие. - М.: 2011.
41. Бондалетова Л.И., Бондалетов В.Г. Полимерные композиционные материалы. Учебное пособие. - Томск: Издательство Томского политехнического университета, 2013. - 118 с.
42. Андреева А.В. Основы физикохимии и технологии композитов. Учебное пособие для вузов. - М.: ИПРЖР, 2001. - 192 с.
43. Халингев Э.Л., Саковцева М.Б. Свойства и переработка термопластов. Справочное пособие. - СПб.: Химия, 1983. - 288 с.
44. Кербер М.Л., Виноградов В.М., Головкин Г.С. Полимерные композиционные материалы. Свойства. Структура. Технологии. Учебное пособие. - СПб.: Профессия, 2008. - 560 с.
45. Колганов И.М., Дубровский П.В., Архипов А.Н. Технологичность авиационных конструкций, пути повышения. Часть 1. - Ульяновск: УлГТУ, 2003. - 148 с.
46. Любин Дж. Справочник по композиционным материалам. Книга 2. - М.: Машиностроение, 1988. - 446 с.
47. Уланов М.Е., Булычев В.В., Ветрова Д.М., Шеверев Ю.В., Кузьменко Г.Г. Руководство по технологичности самолетных конструкций. Под общим руководством и редакцией д.т.н., профессора Белянина П.Н. - М.: НИАТ, 1983. - 718 с.
48. Гуртовник И.Г., Соколов В.И., Трофимов Н.Н., Шалгунов С.И. Радиопрозрачные изделия из стеклопластиков. Под общей редакцией Соколова В.И. - М.: Мир, 2003. - 362 с.
49. Каплун В.А. Обтекатели антенн СВЧ. - М.: Сов радио, 1974. - 240 с.
50. Братухин А.Г., Боголюбов В.С., Сироткин О.С. Технология производства изделий и интегральных конструкций из композиционных материалов в машиностроении. - М.: Готика, 2003. - 516 с.

51. Вашуков Ю.А., Ломовской О.В., Шаров А.А. Технология и оборудование сборочных процессов. Учебное пособие. - Самара: Изд-во Самар, гос. аэрокосм, ун-та, 2011. - 179 с.
52. Гуняев Г.М., Чурсова Л.В., Раскутин А.Е., Начинкина Г.В., Гуняева А.Г., Куприенко М.В. Молниезащитные покрытия для конструкционных углепластиков, содержащие наночастицы // Все материалы. Энциклопедический справочник. - 2012. - №3.
53. Каримова С.А., Павловская Т.Г., Чесноков Д.В. Коррозионная активность углепластиков и защита металлических силовых конструкций в контакте с углепластиком // Российский химический журнал. - 2010. - №1.
54. Вольсков Д.Г. Эскизное проектирование летательного аппарата с авиационным комплексом в САД-системе // Вестник Ульяновского государственного технического университета. - 2015. - №4. - С. 53-56.
55. Севцов И.А., Юдин А.А., Жихарев К.В., Кочегаров И.И. Методика переноса 3D-моделей между системами САД и САЕ // Труды Международного симпозиума «Надежность и качество». - 2016.
56. Большаков В.П., Бочков А.Л., Лячек Ю.Т. Проблемы обмена графическими данными между САД-системами // Компьютерные инструменты в образовании. - 2013. - №2. - С. 37-46.
57. Шестерикова Е.А., Ершова И.В., Подоляк О.О. Нормирование операций изготовления деталей из полимерных композитов // IV Всероссийская научно-практическая конференция «Инновационное развитие техники и технологий наземного транспорта». - Екатеринбург: Издательство Уральского университета, 2023. - С. 210-213.
58. Кадырова Ж.М., Юрьев В.Л. Методы и модели прогнозирования трудоемкости изготовления авиационных ГТД // Вестник УГАТУ. - 2015. - №1 (67). - С. 29-36.

59. Кувыкина Е.В., Кувыкин В.И., Петухов М.Ю. Параметрический анализ математических моделей в задачах линейного программирования // Математическое моделирование. Оптимальное управление. - 2010. - №3. - С. 168-172.
60. Бондаренко Л.Н., Шарапова М.Л. Параметрические комбинаторные задачи и методы их исследования // Известия высших учебных заведений. Поволжский регион. - 2010. - №4. - С. 50-62.
61. Селюкова С.В., Селюкова Г.П. Предельная эффективность и параметрический анализ в задачах линейного программирования // Молодой учёный. - 2016. - №26. - С. 83-85.
62. Халиулин В.И., Константинов Д.Ю., Данилов Я.С. Исследование процесса изготовления композиционных конструкций интегрального типа с помощью трансформируемой оснастки // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. - 2012. - №4. - С. 89-92.
63. Патент RU161971 U1. Водорастворимая формующая оснастка для изготовления композитных изделий сложной пространственной формы. Заявитель: Рыбалкин С.И., Лейвиков Ю.А., Якунин Г.Н.; опуб. 20.05.2016.

Приложение

Акт внедрения результатов диссертационной работы



**Акционерное общество
«Национальный центр вертолетостроения
им. М.Л. Милья и Н.И. Камова»**


УТВЕРЖДАЮ
 Генеральный директор
В.Н. Дубинецкий
 В.Н. Дубинецкий
 «26» 09 2025 года

АКТ О ВНЕДРЕНИИ

результатов диссертационной работы инженера-конструктора 1 категории
группы КБ-1.3.1 композиционных конструкций КБ-1.3 композитных
конструкций и аддитивных технологий КБ-1 планера и его систем ООКБ

КИСИНА Ивана Дмитриевича

«Методика выбора рационального уровня интегральности конструкции агрегатов планера вертолета из полимерных композиционных материалов»
представленной к защите на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.13. «Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов»

Президиум научно-технического совета АО «Национальный центр вертолетостроения им. М.Л. Милья и Н.И. Камова» (АО «НЦВ Миль и Камов») рассмотрев на заседании, состоявшемся 02 июля 2025 года, диссертационную работу Кисина Ивана Дмитриевича «Методика выбора рационального уровня интегральности конструкции агрегатов планера вертолета из полимерных композиционных материалов» представляемой на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.13. «Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов», установил:

1. Предложенные в диссертационной работе Кисина И.Д. методы расчета комплексного критерия совершенства интегральных конструкций из полимерных композиционных материалов, предварительной оценки трудоемкости изготовления изделий из полимерных композиционных материалов, а также выбора рационального конструктивного решения обладают научной новизной и представляют практический интерес для АО «НЦВ Миль и Камов»;
2. Достоверность результатов, полученных в диссертационной работе Кисина И.Д., подтверждена при разработке конструкции каркаса фонаря кабины пилотов вертолета Ми-171А3;
3. Внедрение результатов диссертационной работы Кисина И.Д. при дальнейшей разработке конструкций агрегатов планера из полимерных композиционных материалов позволяет повысить эффективность опытно-конструкторских работ и обоснованность принимаемых технических решений.

Председатель НТС



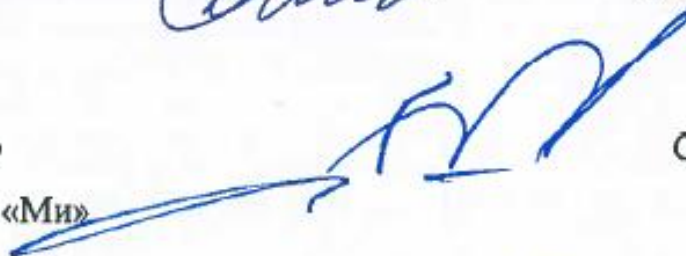
А.С. Тарасов

Секретарь НТС



С.В. Дворниченко

Главный конструктор
вертолетной техники «Ми»



С.А. Новоселов

Зам. Главного конструктора
по планеру и его системам



Лапшин А.А.