

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ВНЕДРЕНИЯ ИНТЕГРАЛЬНЫХ КОНСТРУКЦИЙ С ТРУБЧАТЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

В современных самолетах используют различные конструктивно-технологические решения деталей и агрегатов из полимерных композиционных материалов (ПКМ). Они зависят от механических и аэродинамических нагрузок, температур и условий эксплуатации, требований к шумоглушению огнестойкости и др.

В отечественных самолетах семейства «Ан» широко применяются три вида конструктивно-технологических решений (КТР):

- каркасные конструкции (монолитные обшивки, подкрепленные приформованными к ним элементами каркасов в виде ребер, рифтов, заполненных пенопластом и др.);

- трехслойные конструкции с сотовым наполнителем из полимерной бумаги, алюминиевой фольги или из стеклопластика;

- трехслойные панели и агрегаты с трубчатым наполнителем различного поперечного сечения или стенок, которые имеют свободный вентилируемый объем, относящиеся к классу интегральных конструкций.

В общей массе конструкций из ПКМ самолета Ан-148 доля интегральных и трубчатых конструкций составляет около 37%. При этом, если рассматривать только агрегаты планера и мотогондол, то доля интегральных и трубчатых конструкций повышается до 48% и имеет тенденцию к дальнейшему росту [1].

Монолитные каркасные конструкции из ПКМ являются наиболее распространенным типом КТР, которые применяются в агрегатах отечественного производства самолетов «Ан». К ним относятся панели обтекателя и створок шасси, панели зализов крыла самолета Ан-72, аналогичные конструкции и рули оперения самолета Ан-70, створки большие основного шасси и зализы фюзеляжа самолета Ан-124, обтекатель дополнительной силовой установки самолета Ан-148. Результаты эксплуатации показывают, что конструкции данного типа оказываются наиболее надежными.

В этих конструкциях типовыми эксплуатационными дефектами, как правило, являются:

- механические повреждения, в том числе в зонах крепления;
- эрозия лакокрасочного покрытия;
- местные разрушения (расслаивание) кромок панелей.

Перечисленные выше дефекты начинают проявляться при достижении наработки порядка 12 – 16 тысяч летных часов. Устраняют

дефекты типовыми методами ремонтов.

Трехслойные конструкции с сотовым наполнителем (СЗ) считаются вторым типом по объему КТР из ПКМ в конструкциях самолетов «Ан». Их можно разделить на конструкции с металлическим СЗ и конструкции с СЗ из полимерной бумаги.

Соты из алюминиевой фольги имеют высокие механические характеристики и особенно их применяют на начальном этапе создания конструкций из ПКМ. Однако сложность обеспечения комплекса технологических требований при изготовлении этих конструкций и негерметичность обшивок приводят к скоплению влаги и образованию коррозии в сотах, что обуславливает низкую эксплуатационную надежность этих конструкций.

Типовым представителем конструкции с СЗ из алюминиевой фольги являются большие створки заднего грузового люка самолета Ан-124. Множественные отслаивания обшивок от СЗ размерами от 100 до 10000 см² проявляются на всех самолетах со сроком эксплуатации 3 – 4 года и больше. В конструкциях люков входных носового подъемного обтекателя – это отслаивания обшивок от СЗ с размерами от 5 до 200 см². Известны случаи срыва наружных обшивок в полете при налете 1500 часов. Лучшие результаты эксплуатации наблюдаются в передней и малой створках основного шасси, а также сменных панелей зализов фюзеляжа с крылом [1].

Конструкции с СЗ на основе полимерной бумаги на самолете Ан-124 (панели обтекателя основного шасси, панели носовой и хвостовой частей крыла и оперения) имеют удовлетворительное состояние. Здесь имеются местные расслаивания обшивок от сот площадью не более 300 см², но наблюдались случаи срыва обшивок в полете при 13000 летных часов (15 лет), а также механические повреждения панелей (вырывы втулок) в зонах крепления панелей.

На самолетах Ан-72, Ан-74 и их модификациях наиболее часто встречаются дефекты в виде отслаиваний обшивок от полимерных сот на триммерах и сервокомпенсаторах элеронов, триммерах рулей направлений и высоты.

По предложению серийного завода Харьковского государственного авиационного производственного предприятия (ХГАПП) кардинальным решением этой проблемы является замена сотовых конструкций на интегральные трубчатые. С этой целью был проведен большой объем теоретических исследований, связанных с механикой панелей с трубчатым наполнителем (ТЗ):

- разработана методика предэскизного проектирования панельных трехслойных композитных конструкций летательных аппаратов. В основу методики положена идея замены панели эквивалентными трехслойными балками с последующим определением геометрических

параметров обшивки и трубчатого заполнителя и эффективной по массе ориентации трубок в панели [2];

- получены приведенные характеристики физико-механических свойств и пределов прочности ТЗ [3 – 4], а также панели в целом как ортотропного квазиоднородного композиционного материала с трубчатыми элементами и обшивками при растяжении, сжатии и сдвиге [5 – 6], которые используются в панельных и оболочечных конструкциях летательных аппаратов. Определение характеристик в обоих случаях основано на гипотезе равенства объема условного сплошного конструктивного элемента и типового трехслойного элемента, включающего в себя трубку и обшивку из ортотропных композитов, а также на допущении об упругом деформировании составляющих трехслойного элемента вплоть до их разрушения.

Результаты этих исследований заложили научно – обоснованную основу для последующего расширения внедрения эффективных КТР агрегатов из ПКМ с ТЗ в самолетах марки «Ан». Ниже дан анализ таких КТР, реализованных уже в эксплуатирующихся самолетах.

Одними из первых агрегатов трехслойной трубчатой конструкции из углепластиков, установленных в крыле самолета вместо сотовых панелей, являются панели хвостовой части крыла самолета Ан-124. После налета 15,5 тысяч летных часов плановый контроль панелей выявил на пяти панелях из восемнадцати дефекты в виде отслоений обшивок от ТЗ, на двух панелях во внутреннем объеме ТЗ обнаружено большое количество воды.

Ремонт панелей с ТЗ достаточно простой по сравнению с такими же панелями с СЗ: для устранения расслоения между обшивками и ТЗ сверху обшивок приклеивается накладка; а для устранения воды внутри ТЗ просверливаются отверстия диаметром 2 мм для слива воды и просушивания панели, а затем заклеиваются отверстия слоями стеклоткани. Учитывая выявленные дефекты, панели с ТЗ в дальнейшем изготавливались с дренажными отверстиями.

Состояние каркасов оперения, секций закрылков и интерцепторов на протяжении срока эксплуатации проверяется также методом неразрушающего контроля через 6 – 12 месяцев. Результаты этого контроля такие.

На каркасах стабилизатора обнаружены эксплуатационные дефекты, вызванные механическими повреждениями при обслуживании (удар стремянкой в зоне законцовки, удар инструментом по стенке лонжерона и т.п.).

Дефекты в виде отслоений обшивок от ТЗ не обнаружены.

На каркасе киля, который был допущен к эксплуатации с рядом производственных дефектов в виде отслоений обшивок от ТЗ, дефекты развиваются медленно или не увеличиваются в своих размерах и находятся под постоянным контролем без выполнения ремонтных работ.

На секциях закрылков и интерцепторах дефекты не обнаружены.

Таким образом, состояния рассматриваемого класса конструкций можно считать удовлетворительным. При этом следует отметить высокие эксплуатационные характеристики каркасов оперения, закрылков и интерцепторов на основе ТЗ по сравнению с СЗ.

Интегральные конструкции из ПКМ с ТЗ широко применяют в мотогондолах отечественных самолетов уже больше 30 лет. Мотогондолы самолета Ан-148 состоят из интегральных композитных агрегатов с ТЗ, а это: воздухозаборник, капот вентилятора, обтекатель реверса, сопло вентилятора и сопло газогенератора.

В отличие от конструкций планера к агрегатам мотогондол предъявляются более широкий спектр требований: восприятие аэродинамических нагрузок, обеспечение шумоглушения двигателя и т.д., поэтому каждый агрегат мотогондол имеет свое КТР и изготовлен из различных материалов, которые обеспечивают высокую работоспособность при длительной эксплуатации.

Типовое конструктивное решение – это трех- или пятислойные (двумодальные) панели с обшивками из стеклопластиков и ТЗ размерами 15×15, 20×25, 8×12 мм.

Статистика результатов длительной эксплуатации агрегатов мотогондол на самолетах Ан-124 в течение 15 – 25 лет и самолетов Ан-72, Ан-74 со сроком службы 7 – 20 лет показывает, что возникающие дефекты устраняются на плановых стоянках через 2 – 4 тысяч летных часов типовыми методами ремонтов [1]. Здесь количество агрегатов с обнаруженными дефектами (случаи) не превышают 6...8% от тех, которые находятся в длительной эксплуатации. Это подтверждает высокую эксплуатационную надежность интегральных конструкций с ТЗ.

Отмеченное свидетельствует об актуальности перехода от СЗ к ТЗ.

Замена сотового заполнителя трубчатым оказывается оправданной для агрегатов, которые позволяют произвести эту замену, в том числе с металлическими СЗ, а также для агрегатов, требующих повышения интегральности для обеспечения снижения массы конструкции, увеличения ее эксплуатационной надежности, обеспечения специальных требований по теплостойкости, повышения технологичности и снижения себестоимости изготовления.

Анализируя интегральные конструкции из ПКМ самолетов «Ан», выделим сотовые агрегаты, для которых возможна эта замена:

- панели хвостовой части крыла самолетов Ан-148 и Ан-70;
- панели хвостовой части киля и стабилизатора самолета Ан-70;
- панели пола пассажирской кабины самолетов Ан-148 и Ан-140;
- створка грузового люка самолета Ан-124;
- люк носового обтекателя самолета Ан-124;
- отсек ВСУ самолета Ан-148 (с частичной заменой СЗ на ТЗ).

В практике проектирования интегральных трубчатых конструкций из ПКМ внедрены панели и агрегаты разной строительной высоты (толщины) от 8 до 50 мм. Однако в процессе разработки новых КТР возникает необходимость изготовления панелей меньшей толщины. Так, для изготовления панелей толщиной 4 мм и меньше СЗ уже не используют и начинают применять заполнители из стеклянных или фенольных микросфер, пропитанных связующим, в виде самостоятельного материала или с подкладкой стеклоткани, а также заполнители из пенопласта.

Для отработки технологии изготовления панелей с ТЗ толщиной 4 мм и шириной 20 мм были спроектированы опытные панели, где в качестве базовой конструкции была принята панель хвостовой части стабилизатора самолета Ан-148. Одновременно в этой работе проводились испытания возможности изготовления деталей с ТЗ гранично-малой толщины – 1,2 и 0,6 мм при ширине трубок 20 мм.

Ниже представлены результаты испытаний изготовленных трубчатых панелей с различной высотой ТЗ.

Принципиальная конструктивная схема панелей с заполнителем толщиной 4 мм изображена на рисунке 1.

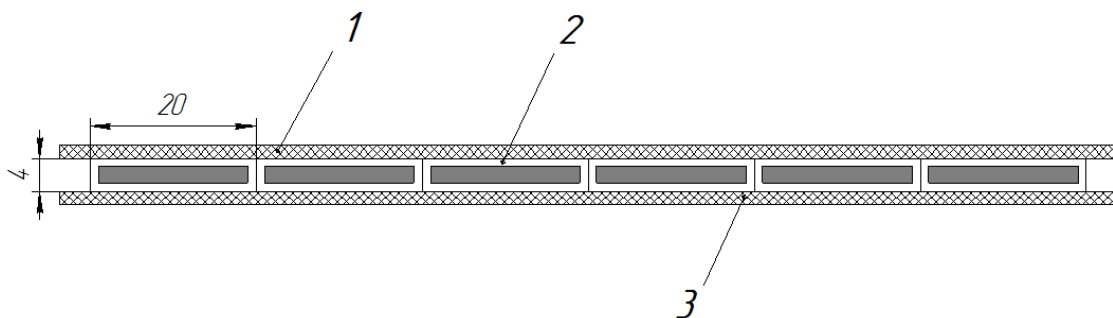


Рисунок 1 – Конструктивная схема интегральной панели с ТЗ высотой 4 мм: 1 – обшивка внешняя (УТ-900-2,5 – четыре слоя); 2 – трубчатый заполнитель (ЭЛУР-ПА, угол намотки $+45^{\circ}$); 3 – обшивка внутренняя (УТ-900-2,5 – четыре слоя)

Принципиальная конструкция образца ступенчатой интегральной панели с толщиной ТЗ 0,6; 1,2 и 4 мм изображена на рисунке 2.

Угеленту ЭЛУР-ПА наматывали под углом 45° на каждую оправку, исходя из периметра каждой из оправок. Укладка обшивок, их сборка с ТЗ оправках в ступенчатую панель выполнялась с обеспечением плотного прилегания по торцам трубок друг к другу. В качестве формовочного элемента были использованы цулаги из КАСТА.

Следует отметить возникшие трудности при намотке углеленты на тонкие эластичные оправки толщиной 4 мм, а в особенности толщиной 1,2 и 0,6 мм. Для панелей толщиной 1,2 и 0,6 мм лучшим вариантом может быть не намотка, а ступенчатая укладка углематериалов.

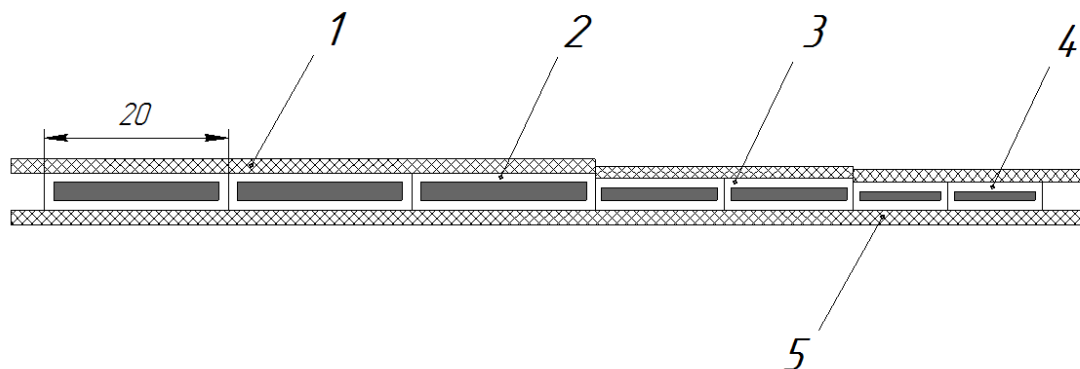


Рисунок 2 – Конструктивная схема ступенчатой интегральной панели с ТЗ с различной высотой: 1 – обшивка внешняя (УТ-900-2,5 – четыре слоя); 2 – ТЗ высотой 4 мм (ЭЛУР-ПА, один слой, угол намотки $+45^{\circ}$); 3 – ТЗ высотой 1,2 мм (ЭЛУР-ПА, один слой, угол намотки $+45^{\circ}$); 4 – ТЗ высотой 0,6 мм (ЭЛУР-ПА, один слой, угол намотки $+45^{\circ}$); 5 – обшивка внутренняя (УТ-900-2,5 – четыре слоя)

Подготовленные образцы изготавливались методом одновременного формования в автоклаве по регламентированному режиму согласно производственной инструкции ТИ-59-1035-92. Из готовых образцов были извлечены резиновые оправки и обработаны по контуру в окончательный размер. Образец с ТЗ высотой 4 мм показал высокое качество внешней поверхности и удовлетворительное качество прессовки вертикальных стенок ТЗ. Образец со ступенчатым ТЗ имел также высокое качество внешней поверхности. Однако в зоне оправок высотой 1,2 и 0,6 мм наблюдалось искривление вертикальных стенок.

При оправках высотой 4 и 1,2 мм вытягивались с полости ТЗ без дополнительных усилий. В то же время оправки высотой 0,6 мм вытягивались из полости ТЗ с большими усилиями, при этом возникала опасность их разрушения при их удалении из ТЗ. Поэтому рекомендуется уменьшение ширины тонких оправок до 10 мм и высотой не менее 4 мм с преимущественным применением в панелях с двумя открытыми торцами. На образцах был проведен неразрушающий контроль стандартными методами, который дефектов не обнаружил.

В таблице 1 даны результаты весового расчета для образца панели толщиной 4 мм на основе ТЗ, заполнителями микросферотекстолита МТС-С и пенопласта Rochaell.

Таблица 1 – Расчетные весовые данные для панели из ПКМ толщиной 4 мм с применением различных заполнителей

Весовая характеристика	Наименование заполнителя панели		
	Трубчатый	МТС-С	Rochaell
Масса заполнителя, г/м ²	510	2950	1040

Из полученных данных следует отметить, что ТЗ толщиной 4 мм в интегральных панелях из ПКМ имеет наименьшую массу конструкции по сравнению с широко применяемыми в современном мире заполнителями микросферотекстолита МТС-С и пенопласта Rochael вместо СЗ, который в диапазонах толщин 4 мм и меньше не технологичен.

Минимальные технологичные размеры ТЗ можно принять 10x4 мм.

В практике отечественного и зарубежного авиастроения применяются панели пола сотовой конструкции с обшивками из стеклопластика или стеклоорганопластика.

С разработкой и внедрением новых марок материалов армирующих наполнителей, а также с приобретением значительного опыта изготовления трубчатых конструкций появилась возможность улучшить производственные и эксплуатационные характеристики трехслойных панелей пола путем замены СЗ на ТЗ. Для этого были изготовлены два варианта панелей пола трехслойной конструкции с одинаковыми обшивками на основе комбинированной ткани марки Т-42/1-76 и связующего марки 5-211БН, которые отличались конструкцией и материалом заполнителя: с полимерным СЗ марки ПСП-1-2,5x96 и с ТЗ в двух поперечных сечениях (6x10 и 10x10 мм) из ленты высокомодульной стеклоткани марки Т-60/2 (ВМП)-14.

Конструктивно трубки заполнителя выполнены из одного слоя, намотанного под углом 45° к оси трубок. Сечение трубок размерами 6x10 и 10x10 мм было подобрано таким образом, чтобы «шпилька» диаметром 11 мм воздействовала на обе стенки трубки. Трубчатые панели были изготовлены методом одновременного вакуум-автоклавного формования обшивок с ТЗ, что позволило вдвое снизить затраты за счет исключения операции термообработки клея и использования вспомогательных материалов. Обшивки разработанных образцов панелей были изготовлены из пятислойного пластика с углом укладки 0° . Образцы сотовых панелей изготавливали по типовой технологии для этих конструкций методом предварительного прессования обшивок с применением «жертвенного» слоя.

Расчетная масса образца панели и стоимость 1 м^2 дана в таблице 2.

Таблица 2 – Конструкция и значения масс панелей пола самолета Ан-140-100

№ п/п	Схема регулярного сечения панели	Стоимость 1 м^2 , грн	Расчетная масса, кг
1	Панель с ТЗ 6x10 мм из Т-60/2	432,4	4,915
2	Панель с ТЗ 10x10 мм из Т-60/2	336,9	4,49
3	Панель с СЗ марки ПСП-1-2,5x96	1054	4,71

Из таблицы 2 видно, конструкция с ТЗ легче, чем аналогичная конструкция с СЗ и стоимость материалов и затраты на изготовление трубчатого варианта конструкции панели пола значительно ниже сотового более, чем в два раза (снижение стоимости ТЗ размерами 10×10 мм составило 78%, размерами 6×10 мм – 59%), что свидетельствует об экономической целесообразности внедрения трубчатых конструкций в серийное производство самолетов.

Статические испытания образцов панелей пола на сдвиг по схеме «короткой балки» выполнялась на двух типах образцов с ТЗ и с СЗ по 5 штук в каждой партии. Первый тип – образцы с продольным расположением ТЗ с размерами 6×10 мм и 10×10 мм. Второй тип – образцы с СЗ высотой 10 мм. Схема нагружения изображена на рисунке 3, результаты – в таблице 3.

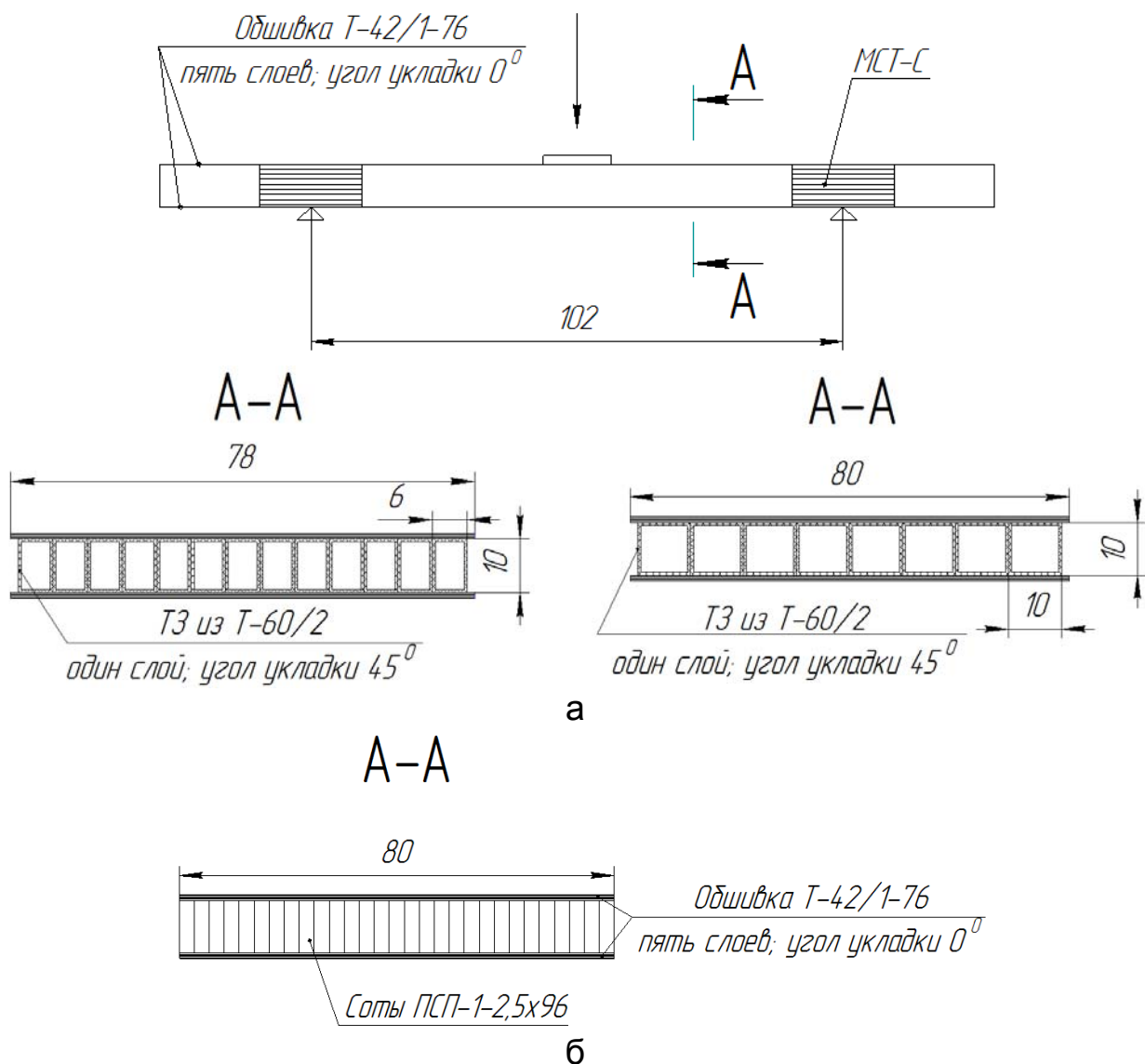


Рисунок 3 – Схема нагружения образцов: а – сечение образцов первого типа; б – сечение образцов второго типа

Таблица 3 – Результаты испытаний образцов при сдвиге

Образцы первого типа					
(ТЗ размерами 6×10 мм)			(ТЗ размерами 10×10 мм)		
№ п/п	Разрушающая нагрузка, кг	Прогиб, мм	№ п/п	Разрушающая нагрузка, кг	Прогиб, мм
1	679	2,92	1	579	2,60
2	787	3,08	2	649	2,64
3	811	3,04	3	573	2,68
4	561	2,32	4	572	2,40
5	799	3,04	5	622	2,44
Среднее	727	2,88	Средн.	599	2,55
Образец второго типа					
(СЗ высота 10 мм)					
№ п/п	Разрушающая нагрузка, кг	Прогиб, мм			
1	430	2,04			
2	441	2,28			
3	523	2,56			
4	442	2,00			
5	483	2,28			
Среднее	464	2,23			

Полученные данные могут быть использованы при проектировании панелей пола модификаций самолета «Ан-140» и других конструкций.

Испытаниям также подвергались партии образцов каждого типа на продавливание «шпилькой». В качестве имитатора «шпильки» применялся индентор цилиндрической формы диаметром 12 мм, кромки которого были скруглены радиусом 0,3 мм. Анализ результатов статических испытаний на продавливание «шпилькой» образцов трехслойных панелей различных вариантов показал, что прочность продавливания «шпилькой» при расположении индентора как в центре панели, так и возле кромки для панелей с СЗ выше прочности панелей с ТЗ: по смятию заполнителя – на 55% выше трубчатого сечением 10×10 мм и на 18% выше трубчатого сечением 6×10 мм, а по разрушающей нагрузке – на 13...18% выше трубчатого сечением 10×10 и 6×10 мм.

Прочность на продавливание «шпилькой» при расположении индентора возле кромки панели сотовых панелей также выше прочности трубчатых панелей.

Для более полной оценки механических характеристик интегральных трубчатых панелей по сравнению с сотовыми были проведены испытания панелей с заданными размерами на сдвиг в плоскости. Испытания на сдвиг в плоскости панели проводились на панелях с ТЗ из

углеленты ЭЛУР-ПА толщиной 0,11...0,13 мм на эпоксидном связующем ЭДТ-69Н. Обшивки четырехслойные с углами укладки $\pm 45^{\circ}$. ТЗ размером 15×15 и 8×12 мм образовывались намоткой лент на оправку с углами намотки $\pm 45^{\circ}$. На окончательную формовку панелей обшивки подавались в отвержденном и «мокрое» состояниях.

Для сравнения испытывались сотовые панели с отвержденными обшивками, которые имеют аналогичную укладку слоев, как и в трубчатых панелях, с наполнителем различной плотности из полимерной бумаги – ПСП-1-2,5×45 и ПСП-1-2,5×60. СЗ приклеивался к предварительно опрессованным обшивкам на клеевой пленке ВК-41 плотностью 290...250 г/м².

Удельная прочность трехслойных панелей с двухслойным ТЗ высотой 15 мм приблизительно в 1,75 раза выше, чем аналогичных сотовых. При этом удельная прочность снижается в 1,5 раза для панели с однослойным ТЗ. Аналогичное соотношение в 1,5 раза сохраняется для панелей с двухслойным ТЗ и панелей с СЗ высотой 8 мм.

Значение разрушающих нагрузок для трехслойных панелей с ТЗ всех вариантов оказались выше, чем для сотовых панелей. При этом значительной разницы при использовании в трубчатых панелях предварительно отвержденных и «мокрых» обшивок не наблюдалось. Однако поскольку масса панелей были разной, то результаты испытаний целесообразно рассматривать в удельном выражении, как показано на рисунке 4.

Проведенные испытания интегральных трубчатых панелей под влиянием различных видов нагрузок (сжатие и сдвиг) показали эффективную работу обшивок трехслойных панелей с ТЗ и хорошую способность воспринимать значительную часть нагрузки в сравнении с сотовыми.

Исходя из результатов исследований, изложенных выше, можно рекомендовать совершенствование интегральных конструкций из ПКМ как путем улучшения конструкции и технологии изготовления ранее разработанных агрегатов, так и разработкой новых КТР, производя обоснованную замену сотового наполнителя на трубчатый.

В таблице 4 дан перечень рекомендуемых разработанных ранее конструкций самолетов семейства «Ан», которые требуют повышения эффективности в плане снижения стоимости, снижения массы и трудоемкости изготовления, повышения ресурса и эксплуатационной надежности путем применения ТЗ.

В заключение в таблице 5 приведен перечень новых интегральных конструкций из ПКМ, рекомендуемых для разработки.

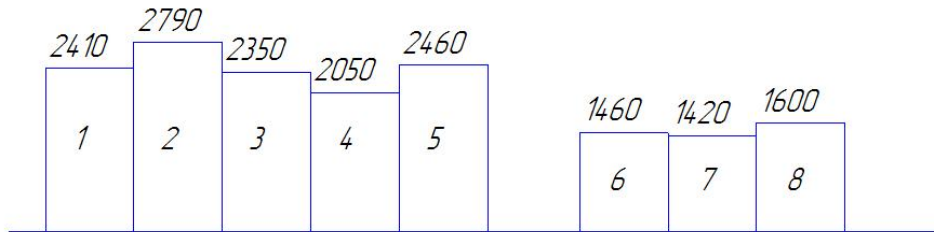


Рисунок 4 – Разрушающая нагрузка при сдвиге, отнесенная к массе трехслойной панели с высотами заполнителей 15 и 8 мм:
1 – 5 – панели с ТЗ; 6 – 8 – панели с СЗ

Таблица 4 – Перечень разработанных конструкций самолетов «Ан», для анализа эффективного применения ТЗ

Наименование конструкции	Самолет
Каркасы оперения	Ан-70
Каркасы рулей высоты и направления	Ан-148
Дефлекторы закрылков	Ан-148
Носовые и хвостовые части закрылков	Ан-148
Каркас элерона	Ан-148
Воздухозаборники двигателей	Ан-72, Ан-74, Ан-124, Ан-148
Капоты, панели газогенератора, сопла и реверса двигателя	Ан-148, Ан-72
Экраны крыла	Ан-72, Ан-74
Триммеры и триммеры-сервокомпенсаторы	Ан-72, Ан-74, Ан-140

Таблица 5 – Перечень новых интегральных трубчатых конструкций из ПКМ самолетов «Ан», рекомендуемых для разработки

Наименование конструкции	Самолет
Панели хвостовой части крыла	Ан-148
Панели хвостовой части крыла в зоне повышенных температур	Ан-70
Панели хвостовых частей оперения	Ан-70
Закрылки	Ан-148
Боковые створки грузолюка	Ан-124
Крышка люка носового обтекателя	Ан-124
Панели пола пассажирской кабины	Ан-140, Ан-148
Панели багажных полок	Ан-74, Ан-140, Ан-148

Совершенствования указанных в таблице 5 КТР может выполняться путем замены углеволоконистых материалов российского производства на импортные материалы с повышенными механическими характеристиками западных фирм Porcher Industry, Hexcel и других, а также применения:

- клеевых препрегов российского производства;
- паст на основе разных материалов для заполнения галтелей;
- импортных пленок для выравнивания поверхности;
- импортных вспомогательных материалов (пленок, смазок и т.д.);

Эффективными мероприятиями представляются также совершенствования конструкций оправок из силиконовых и синтетических резин, сплошных и каркасных металлических оправок, а также оправок из ПКМ; механизированной технологии намотки ленты на оправки и соответствующего оборудования, всестороннее исследование и внедрение интегральных конструкций с ТЗ и технологии их изготовления.

В результате проведенных исследований и вытекающих из них рекомендаций можно ожидать существенного увеличения объема интегральных конструкций из ПКМ в самолетах, что позволит снизить их массу, стоимость изготовления и повысить эксплуатационные характеристики.

Список использованных источников

1. Двейрин, А.З. Сотовые конструкции в самолетах АНТК им. Антонова: опыт применения и перспективы [Текст] / А.З. Двейрин, В.С. Петропольский, А.М. Баранников, Г.В. Неминский // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационного-космической техники: Сб.матер. III междунар. науч. – практ. конф. – Днепропетровск, 2009. – С. 98 – 104.

2. Гайдачук, В.Е. Методика предэскизного проектирования панельных конструкций летательных аппаратов с трубчатым наполнителем [Текст] / В.Е. Гайдачук, А.В. Кондратьев, Е.В. Омельченко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – 3 (59). – Х., 2009. – С. 73 – 84.

3. Гайдачук, В.Е. Приведенные физико – механические характеристики трубчатого наполнителя для трехслойных конструкций летательных аппаратов [Текст] / В.Е. Гайдачук, А.В. Кондратьев, Е.В. Омельченко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2009. – Вып. 44. – С.67 – 78.

4. Омельченко, Е.В. Приведенные пределы прочности трубчатых заполнителей для композитных трехслойных панелей летательных аппаратов [Текст] / Е.В. Омельченко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – 4 (60). – Х., 2009. С. 34 – 42.

5. Приведенные физико-механические характеристики композиционного материала с трубчатыми элементами [Текст] / В.В. Кириченко, А.В. Кондратьев, Е.В. Омельченко, А.В. Губа // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2010. – Вып. 48. – С.154 – 166.

6. Омельченко, Е.В. Приведенные пределы прочности квазиоднородного композиционного материала с трубчатыми элементами и обшивками [Текст] / Е.В. Омельченко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1 (65). – Х., 2011.– С. 49 – 62.

Поступила в редакцию 30.11.2011.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Е. Гайдачук,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков*