

НОВОСТИ ЗАРУБЕЖНОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

Серия: АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Применение композиционных материалов в конструкции гражданских самолетов	1
Сертификация углепластикового стабилизатора самолета Боинг 737	13
Исследование клееных силовых конструкций по программе PABST	22

УДК 629.735.33
661.66

ПРИМЕНЕНИЕ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В КОНСТРУКЦИИ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЕТОВ

Первые исследования конструкций гражданских самолетов из композиционных материалов (КМ) на основе перспективных борных и углеродных волокон были начаты в США в 1960-х годах и связываются с программами NASA, направленными на разработку усовершенствованных КМ и их внедрение в конструкции со сроком службы не менее 15 лет и общим налетом около 60 тыс. ч. В соответствии с поставленными задачами программы исследований NASA предусматривают:

сокращение числа разрабатываемых КМ до минимума и совершенствование их до уровня промышленного выпуска, при этом особое внимание должно быть уделено материалам на основе углеродных (графитовых) волокон, как наиболее перспективным с точки зрения снижения стоимости и лучшей технологичности;

исследование механики разрушения КМ и определение характеристик усталостной прочности и звукопоглощения;

разработку методов расчета клеевых и механических соединений;

разработку новых методов расчета и проектирования конструкций из КМ с учетом их специфических особенностей и модификацию существующих методов применительно к анизотропным материалам;

усовершенствование существующих и разработку новых методов неразрушающего контроля для проверки конструкций из КМ в промышленных и полевых условиях;

расширение экспериментальной базы, отработку технологии и изготовление натуральных конструкций для статических, усталостных и летных испытаний.

Исследование агрегатов из КМ по программам NASA ведется поэтапно, в порядке возрастающей сложности, а именно: вспомогательные несилловые агрегаты, металлические силовые конструкции с выборочным подкреплением КМ, основные несилловые агрегаты и силовые конструкции полностью из КМ [1].

Большой объем исследований конструкций из КМ проводится по программе разработки энергетически эффективных самолетов ACЕЕ, в рамках которой NASA выдало контракты фирмам Макдон-

нелл-Дуглас, Боинг и Локхид на разработку из КМ руля направления и киля самолета DC-10, руля высоты самолета B.727, стабилизатора самолета B.737, элерона и киля самолета L-1011. Указанные агрегаты из КМ должны пройти все виды наземных и летных испытаний, при этом срок окончания исследований запланирован на 1984—1985 гг. [2]. Общие ассигнования NASA фирмам Макдоннелл-Дуглас, Боинг и Локхид на разработку агрегатов из КМ по программе ACЕЕ уже составляют более 60 млн. долл.

В настоящее время NASA планирует начать исследования силовых конструкций из КМ применительно к крылу и фюзеляжу. По мнению специалистов NASA, факторами, ограничивающими применение КМ в конструкции крыла, являются пониженная прочность на сжатие и небольшие разрушающие деформации углепластиков (всего 0,5%, которые следует увеличить хотя бы до 0,6%). Согласно начальным оценкам вес крыла за счет применения КМ может быть снижен на 30—40%, а фюзеляжа — на 20—25%, при этом стоимость изготовления снизится на 10—15%. В случае выделения средств на указанные исследования первые контракты на разработку конструкций будут выданы в октябре 1984 г.

Общие затраты на программы исследования крыла и фюзеляжа из КМ продолжительностью пять лет оцениваются более чем в 60 млн. долл. Основными разработчиками явятся фирмы Боинг, Локхид и Макдоннелл-Дуглас (фирма Локхид хотя и отказалась от производства пассажирских самолетов, но будет участвовать в разработке военно-транспортных самолетов). Разработки будут ограничиваться изготовлением натуральных отсеков крыла и фюзеляжа и их наземными испытаниями. В случае успешного завершения начальных исследований отсеков в 1988—1989 гг. NASA в течение последующих двух лет выдаст контракты на постройку опытных образцов, и первые полеты крыла из КМ могут быть начаты в 1995 г.

Самолетостроительные фирмы стран Западной Европы не имеют таких программ исследований конструкций крыла и фюзеляжа из КМ, как NASA, за исключением фирмы MBB, которая зани-

мается разработкой фюзеляжа на ассигнования правительства ФРГ. Результаты исследований, очевидно, будут использоваться в самолетах, выпускаемых консорциумом Эрбас Индастри [3].

Применение КМ в конструкции представляется весьма перспективным с точки зрения снижения как веса, так и стоимости изготовления, и поэтому в настоящее время практически все самолетостроительные фирмы наиболее развитых капиталистических стран ведут интенсивные исследования в этой области. Из фирм, занимающихся исследованиями конструкций из КМ применительно к гражданским самолетам, следует прежде всего выделить фирмы Макдоннелл-Дуглас, Боинг, Локхид и Лир Фэй в США, Аэроспасьяль во Франции, МВВ и VFW в ФРГ, Фоккер в Голландии, Де Хэвилленд в Канаде и др., деятельность которых кратко рассмотрена в данном обзоре.

ФИРМА МАКДОННЕЛЛ-ДУГЛАС

Исследования конструкций из КМ, проводимые фирмой Макдоннелл-Дуглас, связываются в основном с самолетами DC-9 и DC-10, а также с проектами новых самолетов, таких как D-3300 и C-17A [4]. Программа разработки конструкций из КМ была начата с несиловых агрегатов, вес которых в плане самолета составляет значительную часть. Например, в самолете DC-9 Супер 80 вес силовой конструкции равен приблизительно 11350 кгс, а несиловой — 4540 кгс. Аналогичные показатели для самолета MD-100 составляют 50000 и 11570 кгс.

По мнению специалистов фирмы, применение КМ в силовой конструкции тяжелых гражданских самолетов может быть начато только в середине 1990-х годов, когда будет накоплен достаточный опыт проектирования, изготовления и эксплуатации экспериментальных агрегатов (рис. 1). Естественно, что на первом этапе исследований большое внимание должно быть уделено программе летной оценки на самолетах, эксплуатируемых на регулярных авиалиниях. Проектируемые агрегаты из КМ должны удовлетворять требованиям норм летной годности FAA, сформулированным в FAR 25 и циркулярном письме AC 20-107.

Для начальных исследований фирма Макдоннелл-Дуглас выбрала углепластик T300/5208 (на эпоксидном связующем), как имеющий достаточно хорошие механические характеристики и стойкость к воздействию влаги при температурах до 120°C. В настоящее время фирма проводит оценку углепластика AS4/3501-6, обладающего повышенной стойкостью к ударным повреждениям. Предпола-

гается расширить объем применения кевларопластиков, которые превосходят по удельной жесткости стеклопластики и более дешевые по сравнению с углепластиковыми, что обеспечивает им высокую эффективность при использовании в слабонагруженных элементах конструкции.

Летная оценка экспериментальных конструкций из КМ проводится в основном на самолетах DC-10 и DC-9 Супер 80.

Самолет DC-10. В самолете DC-10 проходят летную оценку следующие элементы конструкции из КМ: панель хвостовой части килья, панель доступа к приводу элерона, балки пола, руль направления и киль (рис. 2).

Панель хвостовой части килья. В отличие от металлического варианта трехслойной сотовой конструкции углепластиковая панель выполнена монолитной с подкрепляющим стрингером закрытого сечения (рис. 3). Размеры панели в плане 203,2 × 609,6 мм. Панель изготовлена из углепластика T300/5208. Получено снижение веса на 24% и стоимости на 50%. Изготовление панели ведется автоклавным методом с использованием жестких резиновых оправок. Для защиты от скользящих грозовых электроразрядов на внешнюю поверхность нанесено диэлектрическое покрытие толщиной 0,08—0,13 мм. В 1978 г. с разрешения FAA на пяти самолетах DC-10 были установлены углепластиковые панели, общий налет которых на июнь 1983 г. достиг 74000 ч, при этом налет лидера составил 16540 ч.

Панель доступа к приводу элерона. Панель расположена на нижней поверхности левой консоли за задним лонжероном на расстоянии 1270 мм от двигателя и поэтому испытывает интенсивное воздействие турбулентности, шума и высоких температур. Размеры панели 609,6 × 609,6 мм. Крепление осуществляется с помощью шомпольной навески и быстродействующих замков. В отличие от алюминиевой панели трехслойной сотовой конструкции углепластиковая панель выполнена монолитной стрингерной (рис. 4). Использование углепластика T300/5208 позволило снизить вес на 20%. Панель изготавливается автоклавным методом.

Балки пола. Балка пола и две поддерживающие стойки явились первыми элементами силовой конструкции, выбранными для использования КМ. Выбор указанных элементов был обусловлен их большим количеством в самолете, что в целом обеспечит значительное снижение веса при достаточно простой технологии изготовления. Балка пола из КМ расположена в конце среднего отсека фюзеляжа и может быть установлена непосредственно перед стыковкой хвостового отсека. В стенке балки имеется большое число вырезов (рис. 5), через которые проходит проводка различных систем (управления, электрической, гидравлической, воздушной, топливной и др.).

Проектирование углепластиковой балки проводилось из условий обеспечения одинаковой жесткости с алюминиевыми балками и необходимой прочности при использовании самолета как в пассажирском, так и грузовом вариантах. Наземные испытания включали статические, усталостные и на допускаемую повреждаемость и проводились на образцах балки длиной 1525 мм. Во время статических испытаний образец разрушился при нагрузке,

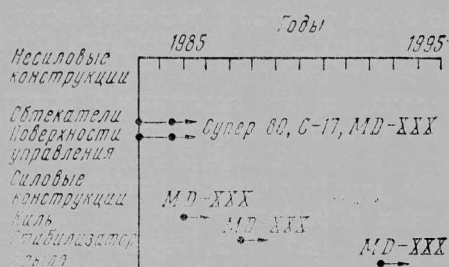


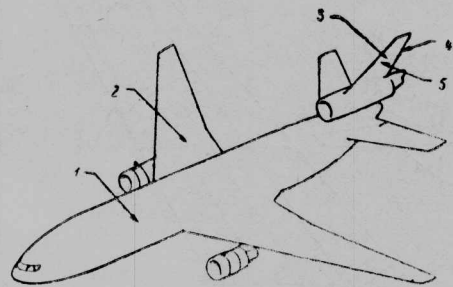
Рис. 1. План-график исследований конструкций из КМ фирмой Макдоннелл-Дуглас

составляющей 224% расчетной предельной. Образец для усталостных испытаний успешно выдержал нагружение продолжительностью два срока службы, после чего на кромке нижнего пояса в зоне, где произошло разрушение при статических испытаниях, был сделан прорез глубиной 3,2 мм. Образец с прорезом выдержал усталостное нагружение продолжительностью один срок службы, а затем был испытан на остаточную прочность, которая оказалась близкой к прочности статического образца.

В мае 1979 г. углепластиковые балки со стойками были установлены на трех самолетах, общий налет которых к июню 1983 г. составил 32 083 ч. В указанный период времени проводились регулярные осмотры, при одном из которых было обнаружено поверхностное повреждение на площади 3,2 см², потребовавшее простого «косметического» ремонта с помощью клея холодного отверждения. Дальнейший контроль углепластиковых балок будет проводиться в течение пяти лет. Полученное снижение веса углепластиковых балки и стоек составляет 26%.

Руль направления. Программа разработки углепластиковой верхней секции руля направления была начата в 1974 г. по контракту NASA в рамках программы ACSEE. В мае 1976 г. углепластиковый руль получил сертификат летной годности FAA, и из 20 изготовленных образцов 13 были установлены на эксплуатируемые самолеты. Общий налет углепластиковых рулей на июнь 1983 г. составил 203 800 ч, причем за 66 месяцев образец-лидер налетал 23 700 ч.

Конструктивно руль направления состоит из переднего и заднего лонжеронов, нервюры и обшивки



1—балки пола и стойки; 2—панель доступа к приводу элерона; 3—панель хвостовой части кия; 4—верхняя секция руля направления; 5—киль

Рис. 2. Экспериментальные конструкции из КМ в самолете DC-10

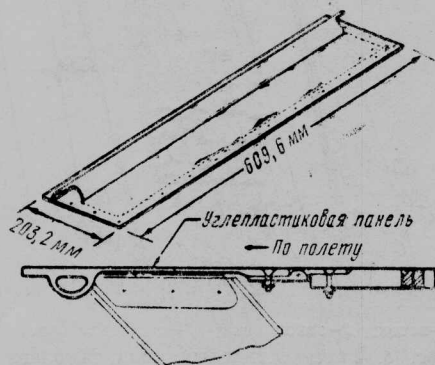
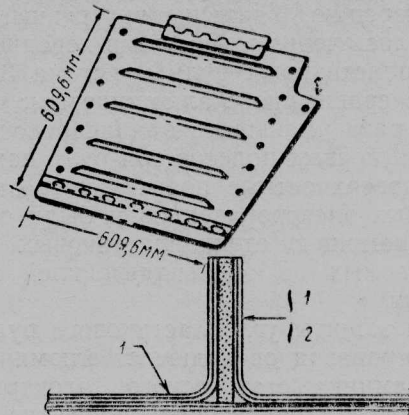
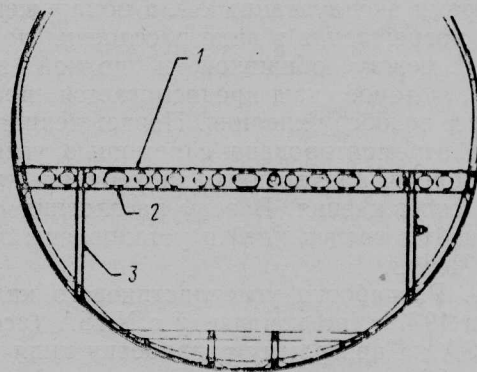


Рис. 3. Углепластиковая панель хвостовой части кия (снижение веса 24%)



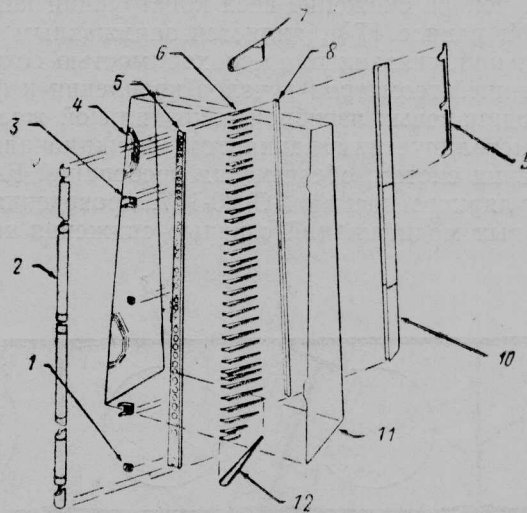
1—четыре слоя двунаправленной ткани под углом 45°; 2—12 слоев однонаправленной ленты

Рис. 4. Углепластиковая панель доступа к приводу элерона (снижение веса 20%)



1—углепластиковая балка пола пассажирской кабины в сечении 39,15 м; 2—опорные узлы системы транспортировки грузов; 3—углепластиковая стойка

Рис. 5. Углепластиковые балки пола и стойки (снижение веса 26%)



1—алюминиевые узлы навески (3); 2—стеклоэпоксидный носок; 3—алюминиевые кронштейны привода; 4—правая обшивка; 5—передний лонжерон; 6—нервюры; 7—стеклоэпоксидная законцовка; 8—задний лонжерон; 9—алюминиевая кромка; 10—стеклоэпоксидная хвостовая часть; 11—левая обшивка; 12—корневая нервюра

Рис. 6. Углепластиковый руль направления (снижение веса 33%)

(рис. 6), которые полимеризовались и собирались за одну операцию. Удаление внутренней оснастки осуществлялось через отверстия в переднем лонжероне. Углепластиковый руль имеет на 33% меньший вес по сравнению с алюминиевым, что позволило в 3,7 раза уменьшить балансировочный груз.

Во время первых полетов три руля направления получили поверхностные повреждения от скользящих грозовых электроразрядов и были отремонтированы с помощью стеклопластиковых накладок, устанавливаемых на эпоксидный клей холодного отверждения.

Система защиты углепластикового руля от грозовых электроразрядов включает алюминиевые накладки, съемники статического электричества и полиуретановое лакокрасочное покрытие. На стеклопластиковых законцовке и верхней секции хвостовой части предусмотрены полосы из алюминиевой фольги, которые металлизированы с алюминиевой нижней секцией руля направления. Четыре съемника статического электричества установлены на алюминиевой верхней секции задней кромки.

Во время эксплуатации было обнаружено только одно повреждение в виде расслоения по клею шву между обшивкой и полкой перья (рис. 7), которое, как предполагается, произошло в процессе техобслуживания. Поврежденная перья была отремонтирована с помощью углепластиковых уголков, приклеенных эпоксидным клеем холодного отверждения. В зону расслоения обшивки от полки был введен клей и установлены заклепки Монель Черри.

Киль. Разработка углепластикового киль была начата в 1977 г. по контракту с NASA (ассигнования NASA на программу разработки киль составил около 26 млн. долл. [3]). Программой разработки предусматривались проектирование, изготовление, натурные наземные испытания, летные испытания и эксплуатационная оценка. Углепластиковый киль спроектирован по четырехлонжеронной схеме с ферменными перьями и подкрепленной обшивкой (рис. 8).

Полученное снижение веса конструкции киль за счет КМ, равно 17%, является заниженным из-за ограничений, связанных с необходимостью сохранения внешней геометрии и узлов крепления к фюзеляжу, одинаковых изгибной и крутильной жесткостей с металлическим вариантом, функционального назначения систем, обеспечения требований FAR 25 и циркулярного письма AC 20-107, проведения минимальных модификаций с целью снижения темпе-

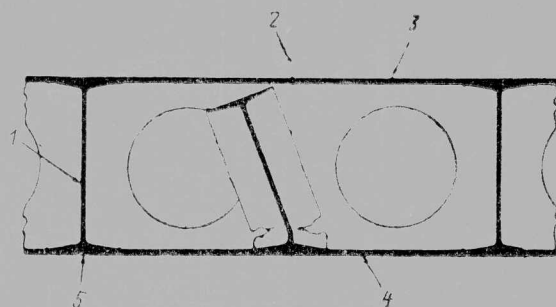
ратурных напряжений и обеспечения стоимости изготовления, сопоставимой со стоимостью изготовления металлического варианта.

Были изготовлены три киль, из которых два предназначались для наземных статических и ресурсных испытаний, а третий — для эксплуатационной оценки. Кроме того, был изготовлен отсек кессона, который прошел серию испытаний в климатической камере при температуре -18°C , включающих статическое нагружение расчетной предельной (эксплуатационной) нагрузкой, усталостное нагружение продолжительностью два срока службы (с моделированием повреждений после одного срока службы) и нагружение до разрушения с целью определения остаточной прочности. Образец разрушился при нагрузке, составляющей 144% расчетной предельной.

Натурный образец киль успешно прошел полный цикл наземных испытаний, основные задачи которых сформулированы в таблице.

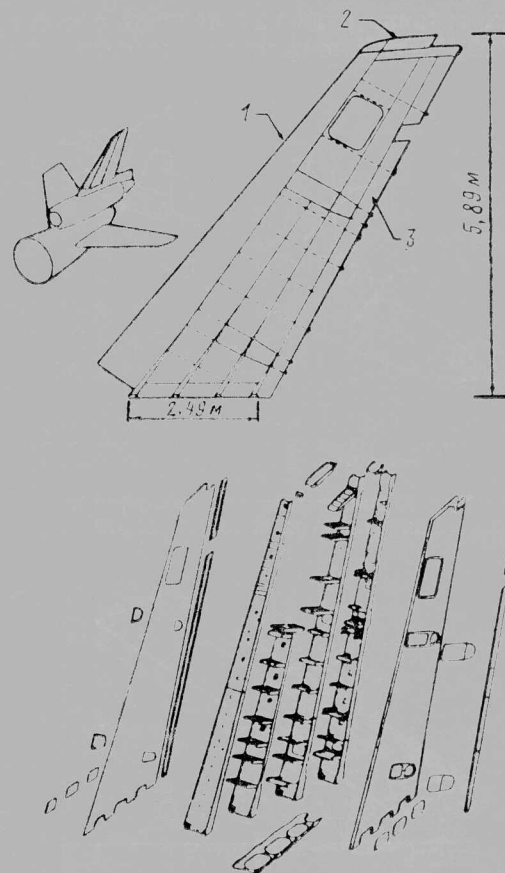
Самолет DC-9 Супер 80. В конструкции самолета DC-9 Супер 80 из перспективных КМ изготавливаются хвостовой конус фюзеляжа, створки мотогондол и зализы крыла — фюзеляж (рис. 9).

Хвостовой конус фюзеляжа находится в серийном производстве с 1979 г. и конструктивно выполнен в виде оболочки трехслойной конструкции с полимерным сотовым наполнителем из номекса и с обшивками из кевларопластика (рис. 10). Ранее конус изготавливали из стеклопластика. Переход на более перспективные КМ позволил снизить вес



1—типичная перья; 2—разрушение клевого соединения между обшивкой и полкой перья; 3—левая обшивка; 4—правая обшивка; 5—расслоение в пяти местах

Рис. 7. Эксплуатационное повреждение в углепластиковом руле направления



1—нос; 2—законцовка; 3—хвостовая часть
Рис. 8. Углепластиковый киль самолета DC-10 (общая площадь 15,6 м²; площадь углепластикового кессона 11,7 м²; снижение веса 17%)

Программа наземных испытаний углепластикового кия самолета DC-10

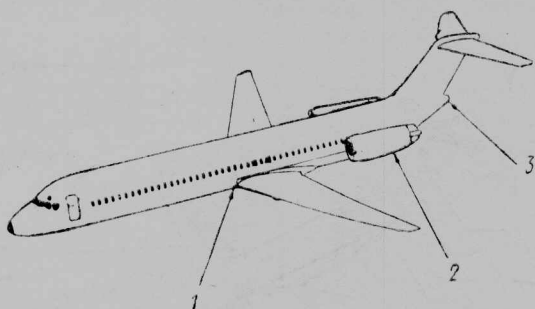
Вид испытаний	Задачи	Прикладываемая нагрузка
Статические до предельной расчетной нагрузки	Получение исходных данных	Максимальные перерезывающая сила, изгибающий и крутящий моменты
Усталостные (начальные)	Проверка усталостных характеристик	Нагружение продолжительностью 42 000 полетов
Статические до разрушающей расчетной нагрузки	Проверка статической прочности	Максимальный изгибающий момент
Усталостные (повторные)	Проверка долговечности, соответствующей двум срокам службы	Нагружение продолжительностью 42 000 полетов
На безопасную повреждаемость	Проверка несущей способности при наличии повреждения в стенке заднего лонжерона	Максимальный изгибающий момент

на 17%. Ремонтопригодность кевларопластиковых конусов была подтверждена в процессе эксплуатации, когда в аварийной ситуации один или два конуса были сброшены на ВПП. Поврежденные участки были легко отремонтированы с заменой сотового заполнителя в поврежденной зоне и приклейкой в этих участках новых обшивок.

Створки мотогондол выполнены в виде подкрепленной конструкции с обшивкой из гибридного кевлароуглепластика, к которой приклеены подкреп-

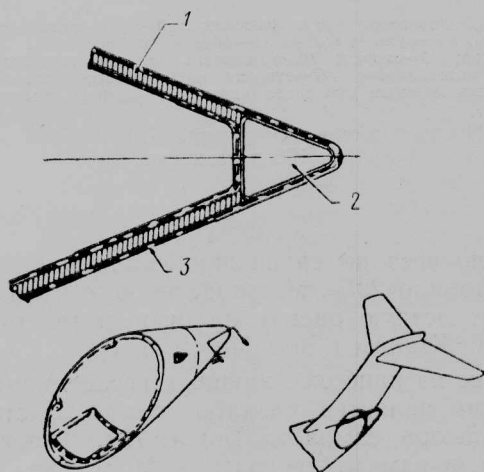
ляющие элементы типа ребер с алюминиевым сотовым заполнителем и углепластиковыми обшивками-уголками (рис. 11). Для защиты от грозовых электроразрядов на внешнюю поверхность створок напылен слой алюминия. Образцы створок прошли полный цикл наземных испытаний и выдержали нагрузку, составляющую 200% предельной расчетной. Получено снижение веса на 67 кгс без увеличения стоимости изготовления.

Зализы крыло — фюзеляж — фюзеляж трехслойной конструкции с кевлароэпоксидными обшивками и сотовым заполнителем из номекса показаны на рис. 12. По сравнению с предшествующим вариантом со стеклопластиковыми обшивками получено снижение веса на 30%. Используемые технологические



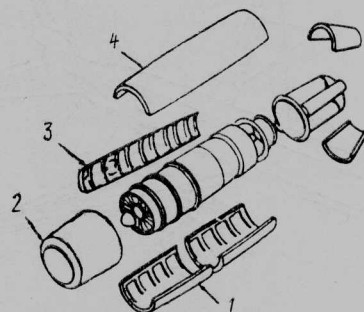
1—кевларопластиковые зализы крыло—фюзеляж; 2—углекевларопластиковые створки мотогондол; 3—кевларопластиковый хвостовой конус

Рис. 9. Применение КМ в самолете DC-9 Супер 80



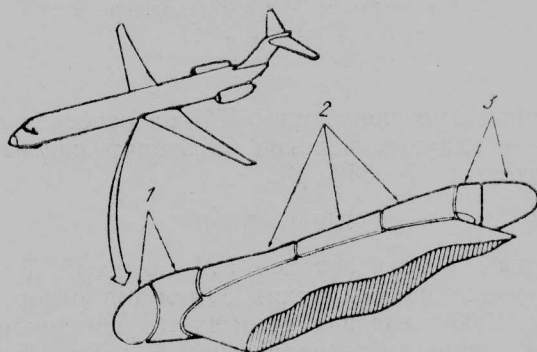
1—сотовый заполнитель из полиамидной бумаги; 2—заполнитель из пенополиуретана; 3—кевлароэпоксидная обшивка

Рис. 10. Кевларопластиковый хвостовой конус фюзеляжа (снижение веса 17%)



1—нижняя створка из КМ; 2—новой обтекатель; 3—створка технической обшивки из КМ; 4—верхняя створка из КМ

Рис. 11. Мотогондола самолета DC-9 Супер 80

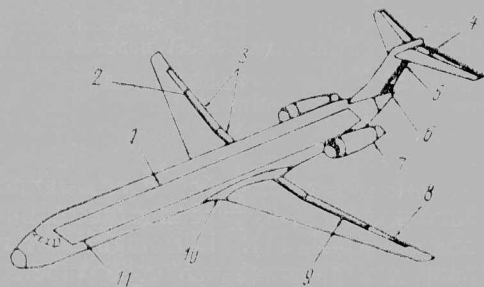


1—передние секции; 2—верхние секции; 3—задние секции

Рис. 12. Кевларопластиковые зализы крыло — фюзеляж (снижение веса 30%)

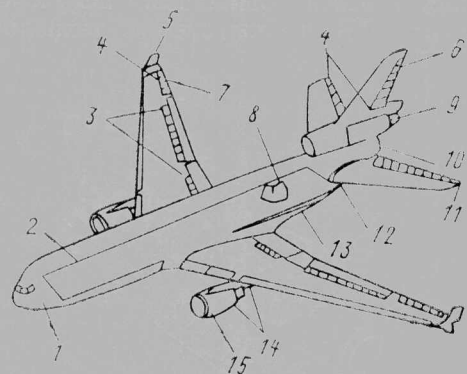
процессы и оснастка позволяют изготавливать заготовки из КМ без увеличения стоимости.

Проекты новых самолетов. Исходя из полученного опыта разработки и эксплуатации опытных и серийно выпускаемых агрегатов конструкции из КМ, общий налет которых превышает 300 000 ч, фирма Макдоннелл-Дуглас планирует внедрить КМ в новые самолеты, такие как MD-80, MD-100 и др. (рис. 13—15). По мнению специалистов фирмы,



1—панели грузового отсека; 2—интерцепторы; 3—обтекатели рельсов выпуска закрылков; 4—рули высоты; 5—руль направления; 6—хвостовой конус фюзеляжа; 7—створки мотогондолы; 8—элероны; 9—панели хвостовой части крыла; 10—защиты; 11—панели пола

Рис. 13. Предполагаемое применение КМ в самолете MD-80 (снижение веса агрегатов 21%)



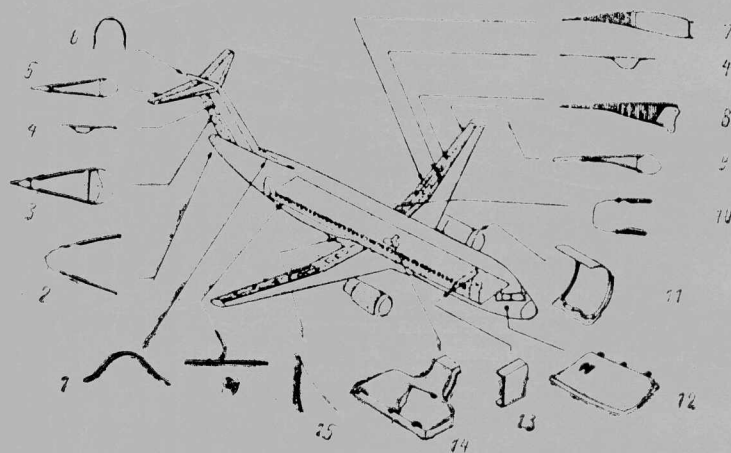
1—створки ниши носового шасси; 2—панели пола; 3—интерцепторы; 4—хвостовая часть; 5—винглеты; 6—руль направления (четыре секции); 7—элероны; 8—крепление направляющих рельсов системы транспортировки грузов; 9—створка доступа; 10—хвостовой конус фюзеляжа; 11—рули высоты; 12—защиты стабилизатора; 13—защиты крыла; 14—обтекатели мотогондол; 15—мотогондолы

Рис. 14. Предполагаемое применение КМ в самолете MD-100 (снижение веса агрегатов 24%)

тивных волокон (борных, углеродных и кевларовых) началось с закрылка самолета Боинг 707-320, дефлектор которого был выполнен из боропластика. После успешного проведения статических, усталостных и летных испытаний и получения сертификата летной годности FAA фирма изготовила два образца дефлектора закрылка и в 1969 г. установила их на самолеты, находящиеся в эксплуатации. Применение боропластика позволило снизить вес дефлектора на 25% и увеличить изгибную жесткость на 18% [5].

На следующем этапе исследований фирма Боинг разработала и изготовила 140 углепластиковых интерцепторов для самолетов Боинг 737, из которых 108 были установлены на 27 самолетах семи авиакомпаний США, ФРГ, Бразилии, Канады, Новой Зеландии и Гавайи. Общий налет углепластиковых интерцепторов с июля 1973 по март 1980 г. составил более 1418 000 ч. Снижение веса интерцепторов за счет применения КМ составляет 16% [6, 7].

В конце 1976 г. фирма Боинг начала разработку углепластикового руля высоты для самолета Боинг 727, в котором из углепластика выполнены лонжероны, нервюры и обшивка. Обшивка изготовлена в виде трехслойной конструкции с сотовым наполнителем из номекса. Использование углепластика позволило уменьшить число нервюр с 27 до 14, а количество крепежных деталей — на 60—70%.



1—форкляв; 2—хвостовой конус фюзеляжа; 3—руль направления; 4—хвостовая часть; 5—руль высоты; 6—обтекатель оперения; 7—закрылок; 8—интерцептор; 9—элерон; 10—обтекатель рельсов выпуска закрылков; 11—створка мотогондолы; 12—створка ниши носового шасси; 13—балка пола; 14—створка ниши основного шасси; 15—защиты крыла; 16—панели пола

Рис. 15. Предполагаемое применение КМ в проекте самолета на 150 пассажиров

применение перспективных КМ на основе углеродных и кевларных волокон позволит снизить вес агрегатов на 17—33% [4].

ФИРМА БОИНГ

Первое использование КМ фирмой Боинг в конструкции пассажирских самолетов относится к началу 1960-х годов и связывается со стеклопластиковыми, площадь поверхности панелей из которых в самолете Боинг 707 составляла 18,5 м² и достигла более 925 м² в самолете Боинг 747. Исследования конструкций из КМ на основе более перспек-

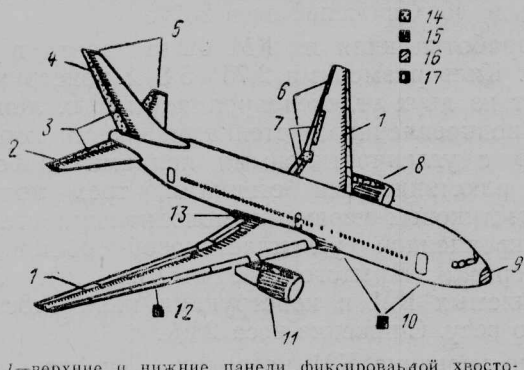
тивных волокон (борных, углеродных и кевларовых) началось с закрылка самолета Боинг 707-320, дефлектор которого был выполнен из боропластика. После успешного проведения статических, усталостных и летных испытаний и получения сертификата летной годности FAA фирма изготовила два образца дефлектора закрылка и в 1969 г. установила их на самолеты, находящиеся в эксплуатации. Применение боропластика позволило снизить вес дефлектора на 25% и увеличить изгибную жесткость на 18% [5].

На следующем этапе исследований фирма Боинг разработала и изготовила 140 углепластиковых интерцепторов для самолетов Боинг 737, из которых 108 были установлены на 27 самолетах семи авиакомпаний США, ФРГ, Бразилии, Канады, Новой Зеландии и Гавайи. Общий налет углепластиковых интерцепторов с июля 1973 по март 1980 г. составил более 1418 000 ч. Снижение веса интерцепторов за счет применения КМ составляет 16% [6, 7].

В конце 1976 г. фирма Боинг начала разработку углепластикового руля высоты для самолета Боинг 727, в котором из углепластика выполнены лонжероны, нервюры и обшивка. Обшивка изготовлена в виде трехслойной конструкции с сотовым наполнителем из номекса. Использование углепластика позволило уменьшить число нервюр с 27 до 14, а количество крепежных деталей — на 60—70%.

пытания стабилизатора были закончены к 1 октября 1980 г., а в августе 1982 г. был получен сертификат летной годности FAA. Фирма изготовила пять комплектов углепластиковых стабилизаторов и устанавливает их на пяти самолетах Боинг 737-200, которые с лета 1984 г. предполагалось начать эксплуатировать на регулярных авиалиниях [3].

Фирма Боинг также ведет программу исследований по повышению весовой эффективности панелей пола с обшивками из перспективных КМ типа



1—верхние и нижние панели фиксированной хвостовой части крыла; 2—руль высоты; 3—панели фиксированной хвостовой части; 4—руль направления; 5—законцовки; 6—элероны; 7—интерцепторы; 8—обтекатели пилонов; 9—обтекатель антенны РЛС; 10—створки ниш уборки шасси; 11—элементы конструкции мотогондолы; 12—обтекатели рельсов выпуска закрылка (под крылом); 13—зализы крыло—фюзеляж; 14—углепластики; 15—гибридные КМ; 16—стеклопластики; 17—кевларопластики

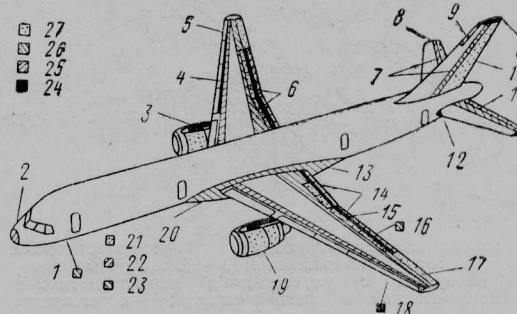
Рис. 16. Применение КМ в самолете Боинг 767

угле- и кевларопластиков. По указанной программе были разработаны два типа панелей: для пассажирского салона и для грузовых отсеков. Панели пассажирского салона толщиной 10,2 мм выполнены в виде трехслойной конструкции с двухслойными углепластиковыми обшивками и сотовым наполнителем из номекса с ячейкой 3,2 мм и плотностью 0,08 г/см³. Для обеспечения требований негорючести на внешнюю поверхность панели наносится специальное покрытие Флуорел. Вес углепластиковых панелей 2,75 кгс/м² (вес стеклопластиковых панелей, применяемых в самолетах фирмы Боинг, равен 3,16 кгс/м²).

Панели грузовых отсеков имеют толщину 17,3 мм и состоят из кевларостеклопластиковых обшивок и сотового наполнителя из номекса с плотностью 0,12 г/см³. Вес панелей грузового отсека 3,0 кгс/м². Крепление панелей осуществляется с помощью винтов, проходящих через специальные втулки в панелях, и плавающих гаек-клипс, устанавливаемых на опорных балках. Разработанные панели пола успешно выдержали весь цикл наземных испытаний и в настоящее время проходят эксплуатационную оценку на трех самолетах Боинг 747 (максимальный налет на лидере достиг 5210 ч) и на самолете Боинг 767 (налет 490 ч). Использование новых панелей пола в пассажирском салоне самолета Боинг 757 обеспечивает снижение веса на 11% (или 59 кгс), а в грузовом отсеке — на 6% [8].

Самолеты Боинг 767 и 757. Промышленное применение КМ в конструкции пассажирских самолетов фирма Боинг практически начала с самолетов Боинг 767 и 757, объем применения КМ в конструкции которых составляет 3% (в самолете Боинг 747 объем применяемых стеклопластиков составляет 1%), из которых на стеклопластики прихо-

дится всего 0,5%. Распределение конструкционных материалов в самолете Боинг 767 выглядит следующим образом: алюминиевые сплавы 80%, сталь 14%, титан 2%, КМ 3% и прочие материалы 1%. В количественном отношении объем применяемых КМ достигает 3 тс, что позволило снизить вес кон-



1—створки ниш носового шасси; 2—обтекатель антенны РЛС; 3—обтекатели пилонов; 4—верхние панели фиксированного носа; 5—верхние и нижние панели фиксированной хвостовой части; 6—интерцепторы; 7—фиксированная хвостовая часть; 8—законцовка; 9—кессон; 10—руль направления; 11—руль высоты; 12—наплыв; 13—зализы крыло—фюзеляж; 14—закрылки; 15—силовые панели обшивки закрылков; 16—обтекатели направляющих рельсов закрылков (под крылом); 17—элероны; 18—нижние панели фиксированного носа; 19—элементы мотогондолы; 20—основное шасси; 21—створка; 22—теплозащитный экран; 23—створка стойки, обтекатель; 24—кевларопластик; 25—стеклопластик; 26—гибридные КМ; 27—углепластик

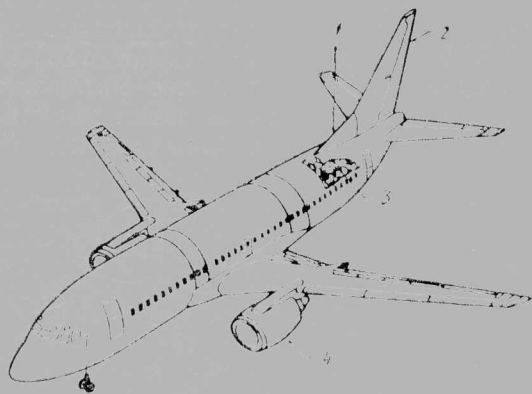
Рис. 17. Применение КМ в самолете Боинг 757

струкции на 921 кгс, из которых 426 кгс приходится на углепластики, 246 кгс — на гибридные углекевларопластики и 249 кгс — на кевларопластики.

Из углепластика изготовлены интерцепторы, элероны и рули направления и высоты; из гибридных углекевларопластиков — панели хвостовой части крыла, мотогондолы, зализы крыло—фюзеляж, створки ниш уборки шасси, панели хвостовой части стабилизатора и т. п., а из кевларопластика — законцовки стабилизатора, различные обтекатели типа кожухов рельсов выпуска органов механизации, облицовочные панели кухонь и туалетов, панели интерьера и перегородки пассажирской кабины и т. п. (рис. 16). Применение КМ в конструкции самолета Боинг 757 аналогично применению КМ на самолете Боинг 767 и также по весу составляет 3%. Распределение конструкционных материалов в самолете Боинг 757: алюминиевые сплавы 78%, сталь 12%, титан 6%, КМ 3% и прочие материалы 1%. Области применения КМ показаны на рис. 17 [7—13].

Самолет Боинг 737-300. В конструкции самолета Боинг 737-300 предполагается использовать угле- и кевларопластики в элеронах, интерцепторах, рулях высоты и направления, мотогондолах, створках ниш уборки шасси, панелях носков крыла и оперения (рис. 18). Решение внедрения КМ основано на опыте эксплуатации как экспериментальных агрегатов на самолетах Боинг 707, 727, 737-200 и 747, так и промышленно выпускаемых элементов конструкции в самолетах Боинг 767 и 757.

В частности, как уже говорилось ранее, на пяти самолетах Боинг 737-200 с лета 1984 г. должны были проходить эксплуатационные испытания полностью углепластиковое горизонтальное оперение, которое останется без изменений и на самолете Боинг



1—углепластиковый форкиль; 2—углепластиковые рули высоты и направления; 3—облицовочные панели интерьера с улучшенными характеристиками дымоудаления и негорючости; 4—моногодаль из КМ

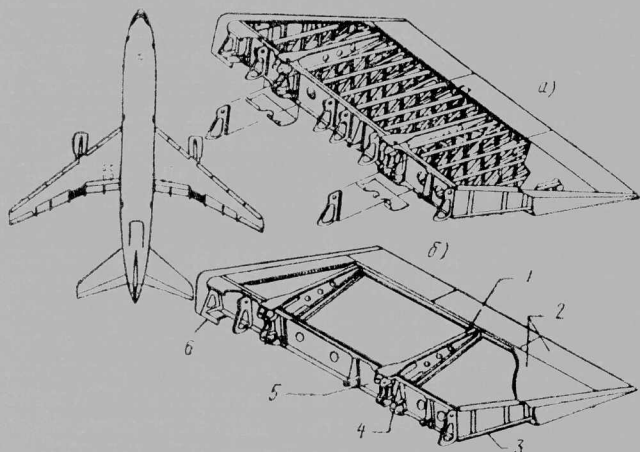
Рис. 18. Применение КМ в самолете Боинг 737-300

737-300. Кроме того, начиная с 1984 г. на всех вновь построенных самолетах серии 737 будут устанавливаться поверхности управления из КМ [14]. Согласно данным фирмы, вес конструкции самолета Боинг 737-300 будет снижен на 332 кг за счет использования в боковых панелях интерьера кевлароэпоксидного композита и сотового наполнителя из номекса (вместо винил/алюминия) и на 106 кг за счет применения углепластика в рулях направления и высоты, передних кромках килей, интерцентраторах и элеронах [15].

ФИРМА ЛОКХИД

По программе АСЕЕ фирма Локхид разработала два агрегата из КМ применительно к самолету L-1011: внутренний элерон и киль.

Разработка внутреннего элерона была начата в конце 1976 г. Внутренний элерон расположен непосредственно за двигателем и, следовательно, находится в зоне возможного поражения инородными



а—элерон из алюминиевых сплавов (227 деталей); б—элерон из КМ (45 деталей)

1—углепластиковые стенки и алюминиевые полки; 2—кевлароэпоксидная обшивка, сотовый наполнитель из номекса; 3—кевлароэпоксидные концевые нервюры; 4—алюминиевые узлы навески и кронштейны привода; 5—лонжерон трехслойной конструкции с углепластиковыми обшивками и алюминиевым сотовым наполнителем; 6—кевлароэпоксидный носок

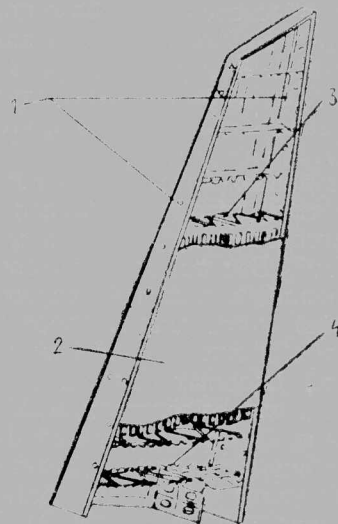
Рис. 19. Углекевлароэпоксидный элерон самолета L-1011

твердыми телами с малой скоростью на взлете и посадке. Конструкция элерона состоит из кевлароэпоксидных обшивок, выполненных в виде трехслойных панелей с сотовым наполнителем из номекса, кевлароэпоксидных корневой и концевой нервюры и носка, и из углепластиковых внутренних нервюры и лонжерона (рис. 19). Выбор кевлароэпоксидника для обшивки элерона был сделан из-за хороших характеристик стойкости к ударным повреждениям. Применение КМ в конструкции элерона позволило снизить число элементов с 227 в металлическом варианте до 45. Снижение веса 28%.

Разработка килей из КМ была начата в конце 1975 г. Киль размерами 2,75×5,8 м конструктивно состоит из двух углекевлароэпоксидных лонжеронов с подкрепленными стенками, восьми корневых нервюры с углепластиковыми полками и ферменными алюминиевыми стенками, трех концевых углепластиковых нервюры с монолитными стенками и подкрепленной углепластиковой обшивкой со стрингерами закрытого сечения (рис. 20). Объем применяемых КМ в конструкции килей достигает 83% по весу. Снижение веса 23%.

Использование КМ позволило снизить число элементов конструкции с 716 до 230, а число крепежных деталей — с 40 000 до 600 [2].

Фирма Локхид изготовила и испытала два килей, из которых первый разрушился преждевременно, а второй во время испытаний в июне 1982 г. выдержал нагрузку, составляющую 120% расчетной предельной. Фирма никогда не планировала проведение летных испытаний килей из КМ и в настоящее время заканчивает четырехгодичную программу ресурсных испытаний лонжеронов и обшивки килей. Указанные элементы должны пройти испытания продолжительностью, эквивалентной 20 годам



1—лонжероны из углепластика с подкрепленными стенками; 2—углепластиковая стрингерная обшивка; система защиты от грозозрядов состоит из алюминиевой сетки на кевлароэпоксидной тканой подложке; 3—три верхние углепластиковые нервюры с подкрепленными стенками; 4—восемь нижних нервюры с углепластиковыми полками и алюминиевыми ферменными стенками

Рис. 20. Киль из КМ самолета L-1011

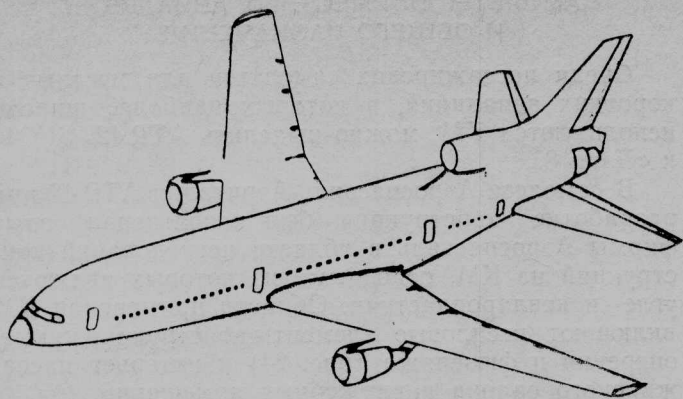


Рис. 21. Кевларопластики в конструкции самолета L-1011

эксплуатации, с моделированием воздействия внешней среды. Согласно заявлению руководителей программы пока деградации характеристик не наблюдается. Программа исследований должна быть закончена испытаниями на остаточную прочность образцов, вырезанных из лонжеронов и обшивки. Общие ассигнования NASA фирме Локхид на программу исследований килей из КМ достигли 22 млн. долл. [3].

Промышленное применение КМ в конструкции самолета L-1011 ограничивается кевларопластиками, общий вес которых составляет 1134 кгс, что обеспечивает снижение веса на 365 кгс. Из кевларопластика изготовлены носки крыла, зализы крыла — фюзеляж, панели пилонов крепления двигателей, хвостовые части элеронов и закрылков и т. п. (рис. 21) [16].

КОНСОРЦИУМ ЭРБАС ИНДАСТРИ

Фирмы Аэроспасьяль (Франция), MBV и VFW (ФРГ), Фоккер (Голландия), входящие в консорциум Эрбас Индастри, ведут исследования конструкций из КМ на элементах и агрегатах самолета А300 с целью их последующего внедрения в конструкцию самолетов А310 и А320.

Фирма Аэроспасьяль для самолета А300 спроектировала, изготовила и установила для летных испытаний на самолетах авиакомпании Эр Франс три углепластиковых щитка-гасителя подъемной силы и планировала установку в 1981 г. еще более 20 щитков. С начала 1980 г. на четырех самолетах А300 проходят эксплуатационную оценку четыре углепластиковых воздушных тормозных щитка, по результатам которой было принято решение о внедрении с первого самолета А310 трех щитков и двух элеронов из КМ. Фирма Аэроспасьяль ведет также исследование таких агрегатов из КМ, как закрылки и оперение [17].

Фирма MBV для самолета А300 изготавливает углепластиковые рули направления, первый образец которых с января 1981 г. проходит летные испытания на самолете авиакомпании Люфтганза. Силовая конструкция углепластикового руля направления включает стрингерную обшивку и нервюры, изготовленные методом совместной полимеризации. Размеры руля направления: длина 7,92 м, максимальная хорда 1,98 м. Полученное снижение

веса — 45 кгс или 18%. За счет КМ удалось также уменьшить число элементов конструкции с 600 до 335, а число крепежных деталей — с 17 015 до 4800 [13, 18, 19].

Ранее фирма MBV для самолета А300 изготовила из КМ носок килей (начало летных испытаний — август 1979 г.) и подкосы пола (апрель 1979 г.) [17]. Углепластиковые носок и заднюю часть килей и руль направления планировалось установить на самолеты, эксплуатирующиеся на регулярных авиалиниях, в 1983 г. Задача перехода на углепластики для указанных элементов не представляет особых трудностей, поскольку все они являются легко-съемными и будут выполнены полностью взаимозаменяемыми с металлическими вариантами. Конструктивно они состоят из углепластиковых обшивок и сотового наполнителя [20].

Одной из наиболее крупных работ фирмы MBV (совместно с фирмой VFW) является программа разработки углепластикового килей для самолетов А300/А310, исследования по которой ведутся с 1978 г. Силовая конструкция килей является типичной для крыла и оперения; киль имеет сравнительно большую площадь (45 м²) и будет первым элементом силовой конструкции самолета А300, изготовленным из КМ. Силовая схема углепластикового кессона килей включает стрингерную обшивку, три лонжерона и семь силовых нервюр для крепления узлов навески и приводов отклонения руля направления, при этом расположение лонжеронов и силовых нервюр сохранено таким же, как и в металлическом варианте. Снижение веса конструкции в углепластиковом кессоне составляет 152 кгс или 23,3% [19] (более подробно см. «ТИ» № 13, 1981 г., стр. 15—21). Начало летных испытаний углепластикового килей запланировано на второе полугодие 1984 г., а внедрение в серийное производство — на 1986 г. [10].

Фирма Фоккер изготовила и с августа 1979 г. на самолете А300 авиакомпании Эр Франс начала летные испытания створок и обтекателей ниш уборки основных стоек шасси, выполненных в виде трехслойной сотовой конструкции с кевларопластиковыми обшивками и углепластиковыми лонжеронами (снижение веса на 30%).

Фирма VFW совместно с фирмой MBV для самолета А300 изготавливает углепластиковые интерцепторы (проходят летные испытания с января 1979 г.), направляющие рельсы выпуска закрылков (металл подкреплен углепластиком, начало испытаний — 1980 г.), углепластиковые подкосы пола, носок килей, обтекатели ниш уборки шасси и панели кессона килей. Фирма VFW должна была изготовить 24 интерцептора и в середине 1981 г. установить их на самолеты А300 авиакомпаний Люфтганза, Тей Интернэшнл, Мэлийжен Эрлайнз Систем, Индиэн Эрлайнз и Истерн Эрлайнз, чтобы изучить влияние различных уровней окружающей среды на деградацию характеристик КМ [17].

Результаты исследований элементов и агрегатов конструкций из КМ самолета А300 дают основания к расширению объема применения КМ в конструкции самолетов А310 и А320. В самолете А310 КМ будут применяться в основном в несилых конструкциях типа подкосов и панелей пола, интерцепторов, зализов крыла — фюзеляж, различ-

САМОЛЕТЫ ДЛЯ МЕСТНЫХ АВИАЛИНИЙ И ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ

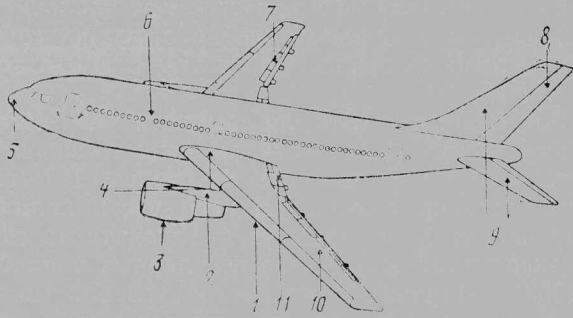
Среди пассажирских самолетов для местных и коротких авиалиний, в которых наиболее широко используются КМ, можно выделить ATR 42, SF 340 и «Дэш» 8.

В самолете Аэроспасьяль-Аэриталия ATR 42 при разработке конструкции был использован опыт фирмы Аэроспасьяль в области исследований конструкций из КМ, основными из которых являются угле- и кевларопластики. Области применения КМ включают несилловые элементы конструкции крыла, оперения и фюзеляжа (рис. 24) и интерьер пассажирского салона и служебных помещений.

Элементы внутреннего интерьера, к которым относятся панели электроосвещения, панели системы кондиционирования воздуха, боковые панели, облицовочные панели кухни, перегородки и т. п., изготовлены в виде трехслойной конструкции с обшивкой из кевларопластика и с сотовым наполнителем из номекса или ASK (сотовый наполнитель ASK разработан фирмой Аэроспасьяль). Внешняя сторона панелей покрывается тедларной пленкой, которая является как декоративной, так и защитной от проникновения влаги. Панели потолка выполнены монолитными из кевларопластика. Общий выигрыш в весе от использования кевларопластика во внутреннем интерьере пассажирской кабины и служебных помещений — 55 кгс (по сравнению со стекло- и углепластиком). Общий объем применяемых КМ в конструкции самолета ATR 42 включает 90 кгс углепластика и 300 кгс кевларопластика, что обеспечивает снижение веса на 190 кгс.

В самолете Де Хэвилленд оф Канада «Дэш» 8 КМ используются в несилowych конструкциях крыла, оперения и фюзеляжа, таких как носки, обтекатели, форкиль и т. п. (рис. 25). Из КМ предпочтение отдается кевларопластикам. Общее снижение веса от использования КМ составляет 230 кгс (по сравнению с алюминиевыми сплавами и стеклопластиками).

В самолете SAAB-Фэрчайлд SF 340 применение КМ ограничено зализами крыло — фюзеляж, руля-



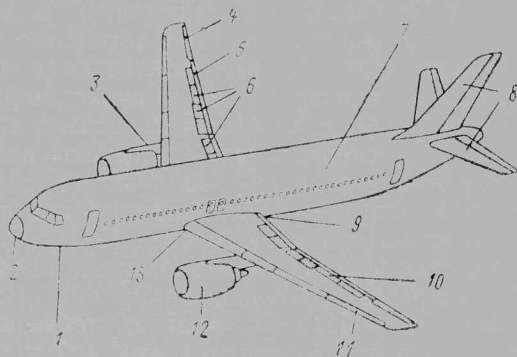
1—обтекатели и створки ниш уборки основного шасси; 2—обтекатели шлона; 3—элементы мотогондолы; 4—зализы крыло-фюзеляж; 5—обтекатель антенны РЛС; 6—панели пола и стойки; 7—интерцепторы; 8—руль направления; 9—носки и панели хвостовой части стабилизатора и килля; 10—панели хвостовой части крыла; 11—направляющие рельсы и обтекатели рельсов

Рис. 22. Применение КМ в самолете А310 (снижение веса на 127 кгс)

ных обтекателей носков килля и стабилизатора, руля направления и т. д. (рис. 22).

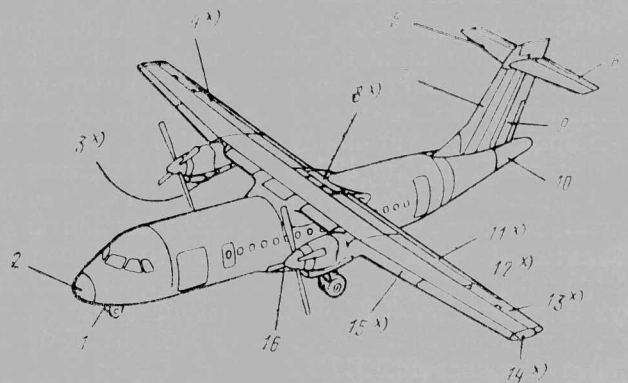
На первом самолете А310-300 планируется установить второй образец углепластикового кессона килля, изготавливаемый фирмой МВВ (первый образец предназначен для наземных испытаний). Первый полет самолета А310-300 состоится в середине 1985 г. Предполагается, что стоимость изготовления агрегатов из КМ будет меньше на 20—25%. Этот вывод сделан фирмой МВВ на основании опыта изготовления углепластиковых рулей направления, причем в отличие от металлических конструкций снижение стоимости изготовления достигается при серии 20—30 агрегатов (вместо 100 для металлических) [3, 13].

В самолете А320 снижение веса конструкции за счет использования КМ оценивается в 850 кгс. КМ будут применяться как в несилowych, так и в силовых конструкциях типа килля и стабилизатора (рис. 23). Углепластиковый стабилизатор будет, очевидно, изготавливать фирма CASA (Испания), которой фирмы МВВ и Аэроспасьяль в случае необходимости передадут свою технологию. В самолете А320, как и в А310, планируется использовать в шасси тормозные диски из КМ системы углерод—углерод [13, 21].



1—створки ниш уборки носового шасси; 2—обтекатель антенны РЛС; 3—тормозные диски шасси; 4—элероны; 5—внешние закрылки; 6—внешние и внутренние интерцепторы; 7—облицовочные панели; панели пола и частично опорная конструкция пола; 8—киль и стабилизатор; кессоны, поверхности управления, обтекатели; 9—створки и обтекатели ниш уборки основного шасси; 10—обтекатели рельсов закрылков; 11—панели фиксированных носков и хвостовой части; 12—элементы мотогондол; 13—зализы крыло-фюзеляж

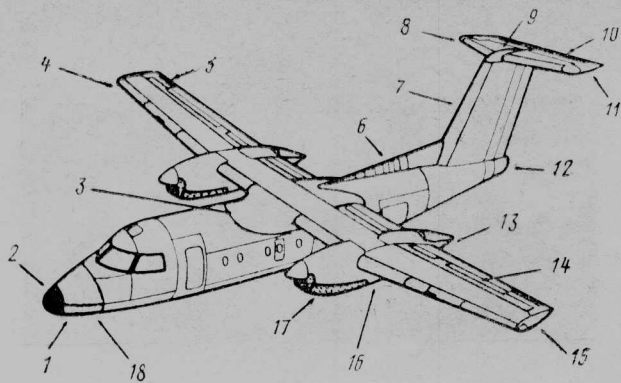
Рис. 23. Применение КМ в самолете А320



1—створки ниш уборки носового шасси; 2—обтекатель антенны РЛС; 3—задние и нижние панели мотогондолы (кевларопластик); 4—хвостовая часть крыла (углекевларопластик); 5—носок стабилизатора; 6—руль высоты; 7—носок килля; 8—зализы крыло-фюзеляж (кевларопластик); 9—руль направления; 10—хвостовой конус фюзеляжа; 11—закрылки (углепластик); 12—обтекатели рельсов закрылков (кевларопластик); 13—элероны (углепластик); 14—законцовки крыла (кевларопластик); 15—носки (кевларопластик); 16—обтекатель и створки ниш уборки основного шасси;

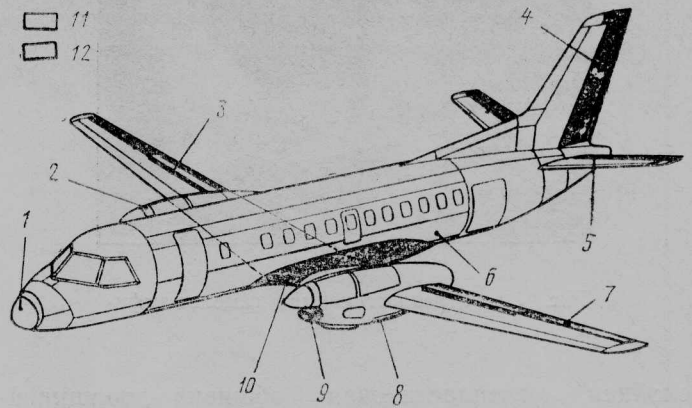
*—агрегаты, выпускаемые фирмой Аэроспасьяль

Рис. 24. Применение КМ в самолете ATR 42



1—носовой отсек фюзеляжа; 2—обтекатель антенны РЛС; 3—зализы крыло-фюзеляж; 4—носик крыла; 5—триммеры элерона; 6—форкиль; 7—носик киля; 8—носик стабилизатора; 9—обтекатель киля; 10—триммер руля высоты; 11—законцовка руля высоты; 12—хвостовой конус фюзеляжа; 13—задняя секция мотогондолы; 14—панели крыла у носка закрылка; 15—законцовки крыла; 16—створки ниши основного шасси; 17—нижние панели мотогондолы и воздухозаборник; 18—створки ниши уборки носового шасси

Рис. 25. Применение КМ в самолете «Дэш» 8



1—обтекатель антенны РЛС; 2—обтекатель мотогондолы; 3—носик закрылка, панели хвостовой части крыла; 4—руль направления; 5—руль высоты; 6—панели пола; 7—элерон; 8—створки ниши уборки основного шасси; 9—воздухозаборник; 10—зализы крыло-фюзеляж; 11—кевларопластиковые трехслойные конструкции; 12—стеклопластиковые трехслойные конструкции

Рис. 26. Применение КМ в самолете SF 340

ми высоты и направления, мотогондолами, элеронами, полом пассажирской кабины и створками ниш уборки шасси (рис. 26) [13].

Типовыми примерами возрастающего объема применения КМ в самолетах общего назначения являются Лир Фэн 2100 фирмы Лир Фэн (США) и самолет-амфибия Р300 фирмы Экватор Эракraft (ФРГ), практически полностью изготовленные из КМ.

В конструкции самолета Лир Фэн 2100 (рис. 27) объем применяемых КМ достигает 70%. При весе пустого снаряженного самолета 1860 кгс вес используемых КМ составляет около 680 кгс, что позволило по сравнению с аналогичным самолетом Лирджет из алюминиевых сплавов снизить вес на 30%. Основными материалами являются углепластики Т300/934 (однонаправленная лента НУ-Е 1034С и тканые препреги НМФ 133/34 и НМФ 190/34) с температурой полимеризации 177°C и кевларопластик (тканый препрег МХМ 7714) с температурой полимеризации 127°C. Кевларопластик используется в основном в конструкции поверхностей управления, а именно: в обшивке и лонжеронах элеронов, закрылков (лонжероны из углепластика), руля направления и рулей высоты.

Углепластиковое крыло выполнено по трехлонжеронной схеме со стрингерной обшивкой, дополнительно подкрепленной однонаправленной лентой в зоне контакта с поясами лонжеронов (рис. 28). Обшивка кессона крыла и лонжероны выполнены неразъемными монолитными по всему размаху. Соединение обшивки с лонжеронами и нервюрами осуществляется склейкой.

Углепластиковый фюзеляж самолета Лир Фэн 2100 выполнен в виде оболочки, подкрепленной кольцевыми шпангоутами (рис. 29). Четырех-

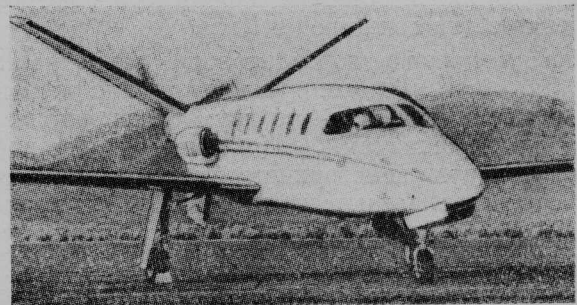
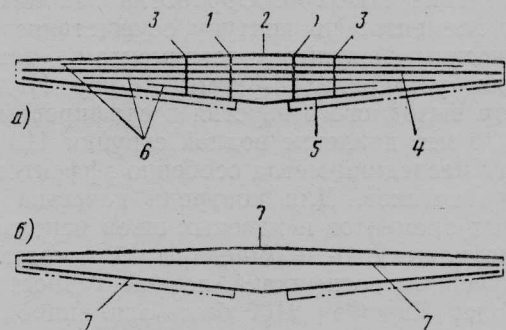


Рис. 27. Углепластиковый самолет Лир Фэн 2100

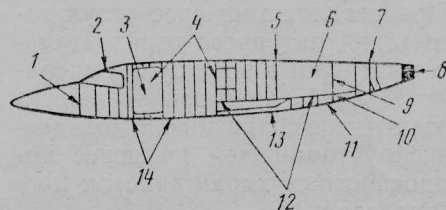


а—внутренний набор; б—обшивка
1—нервюра в сечении 711 мм; 2—передний лонжерон; 3—нервюра в сечении 1765 мм; 4—средний лонжерон; 5—задний лонжерон; 6—стрингеры; 7—монолитные подкрепления в зоне полок лонжеронов

Рис. 28. Схема силовой конструкции углепластикового крыла самолета Лир Фэн 2100

1—передний герметический шпангоут; 2—рама остекления фонаря; 3—дверь в салон; 4—шпангоуты в зоне дверей и аварийного люка; 5—задний герметический шпангоут; 6—отсек силовой установки; 7—шпангоуты крепления оперения; 8—крепление трансмиссии; 9—шпангоут отсека силовой установки; 10—лонжерон в задней части фюзеляжа; 11—туннель; 12—пол отсека силовой установки и грузового отсека; 13—килевая балка; 14—шпангоуты герметической кабины

Рис. 29. Силовая схема углепластикового фюзеляжа самолета Лир Фэн 2100



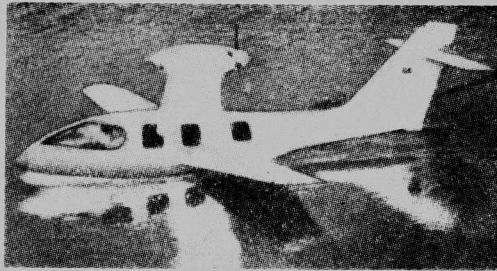


Рис. 30. Углепластиковый самолет-амфибия Р300

Слойная углепластиковая обшивка толщиной 1,38 мм по прочностным и жесткостным характеристикам адекватна алюминиевой, но имеет меньший на 45% вес. Сборка панелей оболочки фюзеляжа осуществляется склейкой, при этом панели на сборку поставляются с приклеенными секциями кольцевых шпангоутов. По силовым шпангоутам дополнительно устанавливается механический крепеж. Для защиты от грозовых электроразрядов с внешней стороны обшивки заполимеризована алюминиевая сетка толщиной 0,1 мм.

Углепластиковое горизонтальное оперение самолета Лир Фэн 2100 выполнено по трехлонжеронной схеме, а вертикальное — по двухлонжеронной с монолитными обшивками. Поверхности управления имеют типовую конструкцию, состоящую из угле- или кевларопластикового лонжерона и кевларопластиковой обшивки, приклеенной к сотовому заполнителю из номекса.

Изготовление элементов конструкции самолета Лир Фэн 2100 из КМ производится автоклавным методом, для чего на заводе установлены три автоклава, два из которых имеют диаметр 3 м и длину соответственно 13,7 и 18,3 м. Управление режимами полимеризации в автоклавах автоматизированное от ЭВМ типа HP-1000. Обработка заполимеризованных элементов по контуру осуществляется как механическим режущим инструментом, так и на струйных установках фирмы Флоу Индастриз (диаметр выходного отверстия в сапфировом сопле 0,64—0,76 мм, давление водной струйки 413 МПа), при этом последний метод особенно эффективен для кевларопластиков. Для контроля качества отформованных элементов и клеевых швов используются ультразвуковые эхо- и импедансный методы.

Получение сертификата летной годности FAA на самолет Лир Фэн 2100 было запланировано на середину 1984 г., при этом следует отметить, что FAA предъявило к самолету более 30 специальных требований, связанных с силовой конструкцией из КМ, двигателями, защитой от грозовых электроразрядов, противообледенительной системой, использованием толкающего винта и т. п. На декабрь 1983 г. налет двух прототипов самолета Лир Фэн 2100 превысил 550 ч. В конце 1983 г. начались статические испытания крыла. Представляют интерес результаты прочностных испытаний натурального горизонтального оперения после выдержки в воде при температуре 71°C в течение 30 дней. Хотя эти условия и считаются более тяжелыми по сравнению с ожидаемыми в процессе эксплуатации, тем не менее никакой деградации прочностных характеристик после выдержки не наблюдалось.

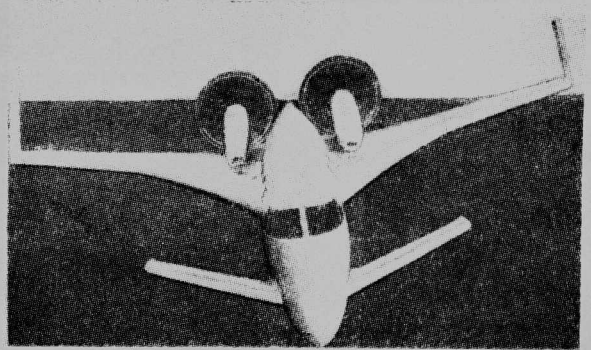


Рис. 31. Углепластиковый самолет «Старшип» 1

Экономическая эффективность самолета Лир Фэн 2100 подтверждается следующими показателями: расход топлива на 1 км полета составляет 2,04 л, дальность полета на 100 долл. равна 1020 км (для сравнения: 630 км для самолета Цессна 441 «Конквест», 410 км для самолета Бич Е90 «Кинг Эр» и 300 км для самолета Цессна Ситейшн). Согласно заявлению специалистов фирмы Лир Фэн, стоимость КМ в настоящее время в 10 раз больше, чем алюминиевых сплавов, но самолет из КМ за счет уменьшения трудоемкости изготовления будет иметь равную стоимость с алюминиевым самолетом при возможном снижении веса конструкции на 30—40% [11, 22—25].

Основные характеристики самолета Лир Фэн 2100 [25]

Длина самолета	12,09 м
Высота самолета	3,50 "
Размах крыла	11,99 "
Площадь крыла	15,14 м ²
Максимальный взлетный вес	3350 кгс
Вес пустого снаряженного	1860 "
Вес топлива	760 "
Максимальная крейсерская скорость (на высоте 11 000 м)	650 км/ч
Потолок	14 550 м
Скорость набора высоты	1310 м/мин
Силовая установка	2 двигателя Pratt-Уитни РТ6В-35 по 650 л. с.
Винт	четырехлопастный толкающий диаметром 2,28 м фирмы Хартцел

Самолет-амфибия Р300 (рис. 30) имеет следующие характеристики: максимальный взлетный вес 2000 кгс, вес пустого снаряженного самолета 940—1240 кгс (в зависимости от типа двигателя), крейсерская скорость полета 360—555 км/ч, взлетная дистанция 260—525 м, двигатели Лайкоминг Т10-540 мощностью 310 л. с. (просматриваются варианты с ТВД РТ-6 мощностью 550 л. с.), число пассажиров 8—10 (включая пилота). Крыло самолета Р300 выполнено по однолонжеронной схеме с углепластиковыми обшивками трехлонжеронной сотовой конструкции. В крыле имеется топливный отсек емкостью 1020 л. Фюзеляж выполнен из КМ на основе кевларных, углеродных и стеклянных волокон в виде трехлонжеронной оболочки с сотовым заполнителем. Фирма Экватор Эракraft планировала начать летные испытания самолета Р300 летом 1981 г. [26].

На выставке национальной ассоциации по административным самолетам NBAA (National Business Aircraft Association), США, состоявшейся в октябре 1983 г. в Далласе, были показаны два проекта административных самолетов из КМ с ТВД: «Старшип» I фирмы Бич и Гейтс-Пьяджо GP-180. Оба самолета выполнены по схеме «утка» с толкающими винтами. Наиболее перспективным является «Старшип» I, прототип которого в масштабе 83%, построенный фирмой Скейл Компэзите, уже совершает полеты (рис. 31).

В самолете «Старшип» I крыло, фюзеляж и переднее оперение изготовлены из КМ, из которых 90% составляют углепластики и 10% — кевларопластики. Максимальный взлетный вес самолета 5670 кгс. Получение сертификата летной годности запланировано на 1985 г. Заявленная стоимость самолета «Старшип» I со стандартным аэронавигационным оборудованием 2,7 млн. долл. (по курсу 1983 г.). В самолете GP-180 из КМ будут изготовлены киль, стабилизатор, мотогондолы, переднее оперение, хвостовая часть крыла, носовой обтекатель фюзеляжа и поверхности управления. Максимальный взлетный вес самолета 4450 кгс, вес пустого снаряженного 2820 кгс. Получение сертификата летной годности запланировано на вторую половину 1980-х годов.

Фирма Автек, финансируемая четырьмя основными фирмами — Дюпон (изготовитель волокна кевлар), Доу Кемикл, Торей (изготовитель углеродного волокна) и Аэронка, спроектировала и изготавливает административный самолет Автек 400 на 6—9 пассажиров с максимальным взлетным весом 2500 кгс (вес пустого снаряженного самолета 1410 кгс), в конструкции планера которого кевларопластики и сотовый наполнитель из номекса составляют 60—65%. Получение сертификата летной годности FAA для самолета Автек 400 запланировано на начало 1985 г. [27].

1. Brooks G. W. Developing structures technology for the day after tomorrow.

Astronautics and Aeronautics, 1973, v. 11, VII, N 7, p. 56—66.

2. Leonard R. W., Wagner R. D. Airframe technology for energy efficient transport aircraft.

SAE Paper N 760929.

3. Toward the carbonfibre airliner.

Flight International, 1983, v. 124, XII, N 3895, p. 1736—1738.

4. Kam C. Y., Gaidulis J. Flight service of composite structure on McDonnell Douglas commercial airplanes.

SAMPE Quarterly, 1983, v. 15, X, N 1, p. 36—44.

5. Kelly J. B., Skonmal D. E. Design, analysis, fabrication and test of a boron composite foreflap.

Aerospace Structure Design Conference, 1969.

6. Brower G. L. Advanced graphite composites in the 757—767.

SAE Paper N 801212.

7. Thompson V. S. Composite applications on Boeing commercial aircraft.

26 th National SAMPE Symposium and Exhibition, Los Angeles, California, April 28—30, 1981, Vol. 26. Azusa, California, 1981, p. 195—201.

8. Hammer R. H. Composites in the Boeing 767. Advanced Composite Material Proceedings. 3 rd International Conference, Paris, 26—29 August, 1980, Vol. 2. Oxford, e. d., 1980, p. 1459—1464.

9. Les matériaux composites: demain...ou après-demain. Aviation Magazine, 1982, I, N 817, p. 34—39.

10. Velupillai D. Carbon into airline service.

Flight International, 1982, v. 122, VIII, N 3823, p. 364, 369—370.

11. Bourget M. Le premier avion „tont-sans-metal“ a déjà volé. Science et vie, 1981, „Aviation 1981—1990“, p. 30—35.

12. Wood A. S. Structural composites find big new market: jumbo jetliners.

Modern Plastics International, 1981, v. 11, XI, N 11, p. 46—49.

13. Bouclair N. Matériaux composites.

Air et Cosmos, 1983, V, N 956, p. 131, 133, 135, 137.

14. Ford T. E. Advanced Boeing 737.

Aircraft Engineering, 1984, v. 56, III, N 3, p. 5—7.

15. Boeing improves 737-300.

Flight International, 1981, v. 120, X, N 3782, p. 1306.

16. Stone R. Our L-1011 is 807 lbs. lighter because of Kevlar 49.

Astronautics and Aeronautics, 1981, v. 19, VII—VIII, N 7/8, p. 23.

17. Airbus derivatives to see progressive introduction of composite components.

ICAO Bulletin, 1981, v. 36, V, N 5, p. 26—29.

18. Airbus weights research role for A300 test bed.

Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, IX, N 11, p. 41—43.

19. Carbon fiber composite rudder for A300 and A310 Airbus.

SAMPE Journal, 1981, v. 17, VIII—IX, N 4, p. 35.

20. Schulz D. Development of the A300 fin in modern composite fibre construction.

ICAS-80—16.2.

21. Assembling the aeroplane.

Flight International, 1984, v. 125, III, N 3907, p. 738.

22. New Lear aircraft is show case for advanced composite structures.

Machine Design, 1981, v. 53, III, N 6, p. 2.

23. Noyes J. V. Composites in the construction of the Lear Fan 2100 aircraft.

Composites, 1983, v. 14, IV, N 2, p. 129—139.

24. Lear Fan: the pioneer matures.

Flight International, 1983, v. 124, XII, N 3895, p. 1742.

25. McClellan J. M. Lear Fan „Big bite“ into the business fleet.

Flying, 1981, v. 108, N 5, p. 40—47.

26. Composite amphibian.

Flight International, 1981, v. 119, III, N 3751, p. 908.

27. Composite newcomers.

Flight International, 1983, v. 124, XII, N 3895, p. 1744.

Референты Т. И. Короленко, Е. П. Толстобров,
И. М. Ягудина.

Редактор Е. П. Толстобров.

УДК 629.735.33(73) Боннг 737
661.66

СЕРТИФИКАЦИЯ УГЛЕПЛАСТИКОВОГО СТАБИЛИЗАТОРА САМОЛЕТА БОИНГ 737*

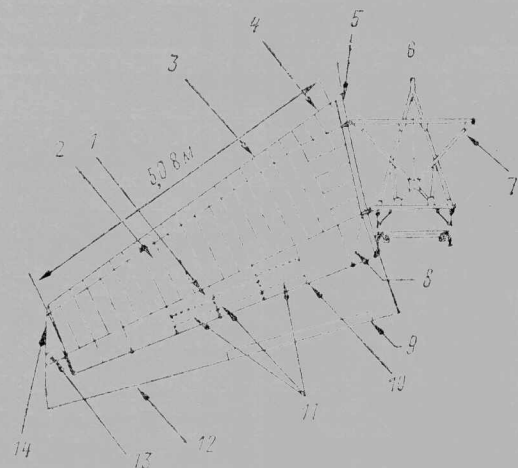
Фирма Боннг начала разработку углепластикового стабилизатора для самолета В.737 в 1977 г. в рамках программы NASA по созданию энергетически эффективного самолета (АСЕЕ). Получение

* McCarty J. E., Johnson R. W., Wilson D. R. 737 graphite-epoxy horizontal stabilizer certification.

AIAA/ASME/ASCE/AHS 23 Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Part I, N 82—0745, p. 307—322.

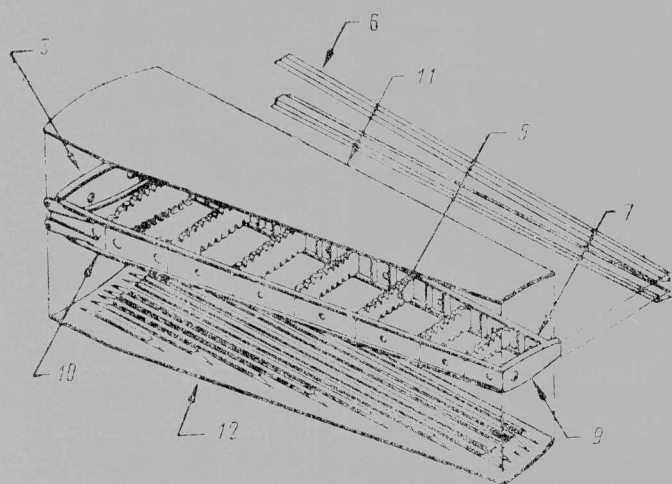
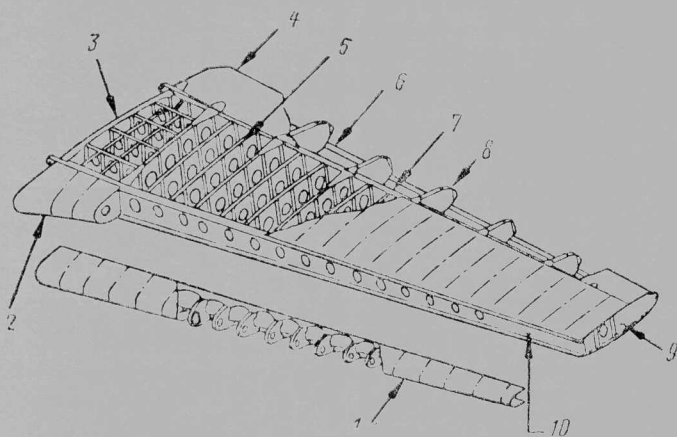
сертификата летной годности FAA было запланировано на II квартал 1982 г.

Согласно требованиям норм летной годности FAA все конструкции должны проектироваться либо безопасного ресурса, либо допускаемо повреждаемыми. Фирма Боннг остановилась на допускаемо повреждаемой конструкции углепластикового стабилизатора по аналогии с металлическим ва-



1—фиксированная хвостовая часть; 2—силовой кессон; 3—съемный носок; 4—фиксированный носок; 5—обшивки в зоне стыка с фюзеляжем; 6—ось симметрии самолета; 7—центроплан; 8—нервюра крепления привода руля высоты; 9—триммер; 10—узел навески руля высоты (тип); 11—балансирующие панели руля высоты; 12—руль высоты; 13—балансирующий груз; руля высоты; 14—законцовка стабилизатора

Рис. 1. Схема конструкции стабилизатора самолета Боинг 737



1—съемный носок; 2—фиксированный носок; 3—корневая нервюра; 4—стеклопластиковая панель хвостовой части; 5—нервюра кессона; 6—балка хвостовой части; 7—задний лонжерон; 8—нервюра хвостовой части; 9—концевая нервюра; 10—передний лонжерон; 11—верхняя панель обшивки; 12—нижняя панель обшивки

Рис. 2. Конструкция кессона стабилизатора (вверху — металлический вариант; внизу — углепластиковый вариант)

риантом. В этом случае для сертификации необходимо представить данные по росту усталостных трещин в конструкции и по остаточной прочности при наличии повреждений. Естественно, что фирма Боинг должна была провести все требуемые для сертификации испытания, включая статические и усталостные натурных образцов и летные на флаттер, устойчивость и управляемость.

Конструкция стабилизатора самолета В.737 состоит из кессона, носка, законцовки, неподвижной хвостовой части, руля высоты и заливов (рис. 1). Каждая консоль стабилизатора крепится к центроплану в двух точках по переднему и в трех точках по заднему лонжеронам, по которым обеспечивается взаимозаменяемость. В стабилизаторе из углепластика выполнена только кессонная часть, при этом сохранена идентичность по жесткостным характеристикам, аэродинамическим обводам и форме в плане, характеристикам управляемости и флаттера, металлическому варианту, т. е. внешние нагрузки на углепластиковый стабилизатор не изменились.

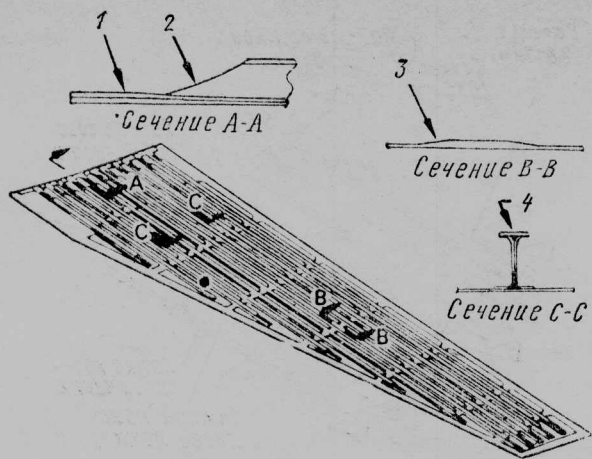
В качестве основного материала был выбран углепластик Пармко Т300/5208, наиболее распространенный в промышленности и имеющий хорошие характеристики стойкости к воздействию внешней среды. Из-за условий технологичности, так как выкладка проводилась вручную, использовался тканый препрег, а однонаправленная лента применялась только для выборочных подкреплений.

Углепластиковый кессон стабилизатора конструктивно состоит из двух лонжеронов, верхней и нижней панелей обшивки и нервюр (рис. 2). Панели обшивки выполнены монолитными со стрингерами I-образного сечения методом совместной полимеризации (рис. 3). Стенки всех нервюр подкреплены сотовым наполнителем (рис. 4). Лонжероны выполнены монолитными с I-образным сечением (рис. 5). Сборка кессона осуществляется с помощью механического крепежа. Для обеспечения взаимозаменяемости по узлам крепления к центроплану (рис. 6) узлы на стабилизаторе выполнены гибридными из стали и углепластика. Взаимозаменяемость с рулем высоты обеспечивается за счет неподвижных углепластиковых балок (рис. 7) и специального компенсирующего устройства (рис. 8).

Для защиты от грозовых электроразрядов (молний) на верхнюю и нижнюю обшивку в концевой части на участке длиной 457 мм напылен слой алюминия, который через алюминиевый носок имеет контакт с фюзеляжем.

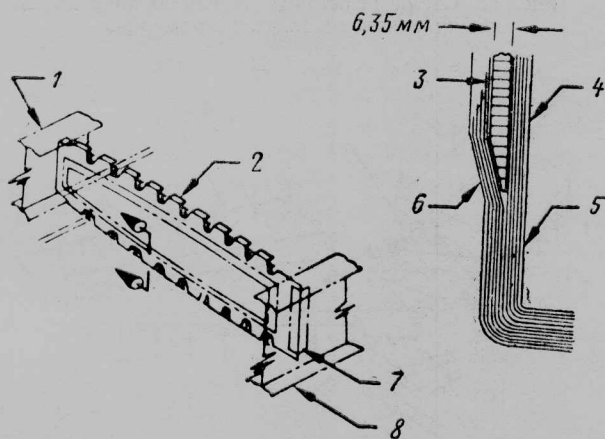
Программа испытаний разрабатывалась с учетом требований норм летной годности FAR 25 и циркулярного письма АС 20-107 и включала испытания различных образцов, натурные наземные испытания и летные испытания.

В перечень испытываемых образцов вошли практически все элементы конструкции кессона (рис. 9), включая отсек корневой части (рис. 10) и панель нижней обшивки с задним лонжероном (рис. 11). Виды испытаний: на статику, усталость и допускаемую повреждаемость с моделированием воздействия окружающей среды. В процессе испытаний оценивались также возможные методы ремонта. Испытания панели нижней обшивки проводились при комбинированном нагружении с целью получения реального распределения дефор-



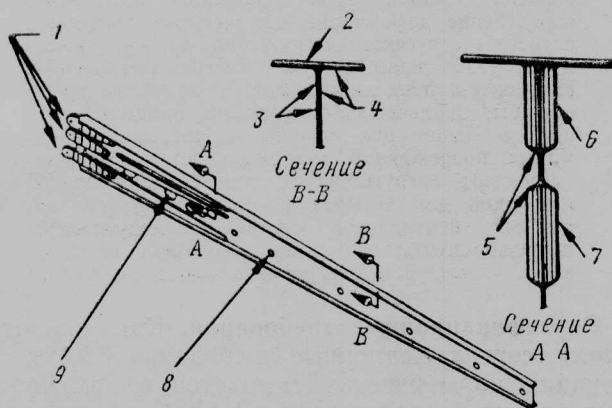
1—усиливающая накладка в зоне крепления корневой нервюры; 2—сбег стрингера; 3—накладка в зоне крепления нервюры; 4—стрингер

Рис. 3. Нижняя панель обшивки



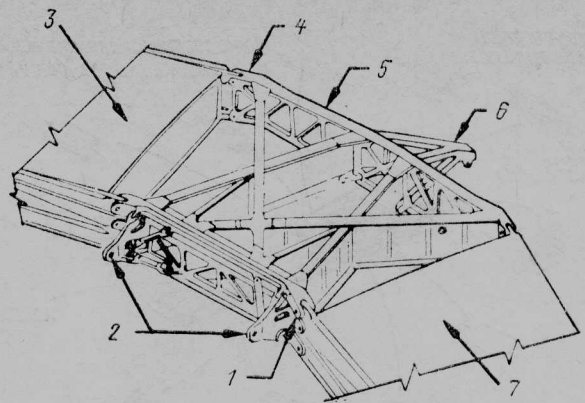
1—передний лонжерон; 2—нервюра; 3—сотовый наполнитель из номекса, плотность 48 кг/м³; 4—два слоя ткани и четыре слоя однонаправленной ленты; 5—поверхность контакта с оснасткой (при изготовлении); 6—шесть слоев ткани; 7—уголок крепления; 8—задний лонжерон

Рис. 4. Типовая нервюра кессона



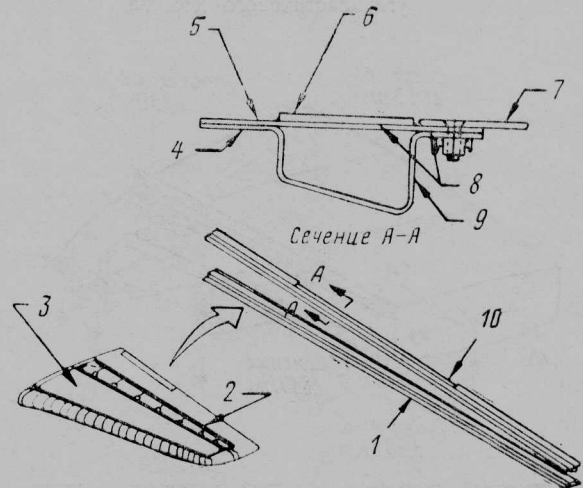
1—стальные узлы навески; 2—предварительно отформованная полка; 3—предварительно отформованный профиль; 4—клеевое соединение; 5—предварительно отформованные элементы пояса; 6—верхний пояс; 7—пояс для обеспечения допустимой повреждаемости; 8—отверстие для контроля (6); 9—вырезы для доступа (7)

Рис. 5. Задний лонжерон



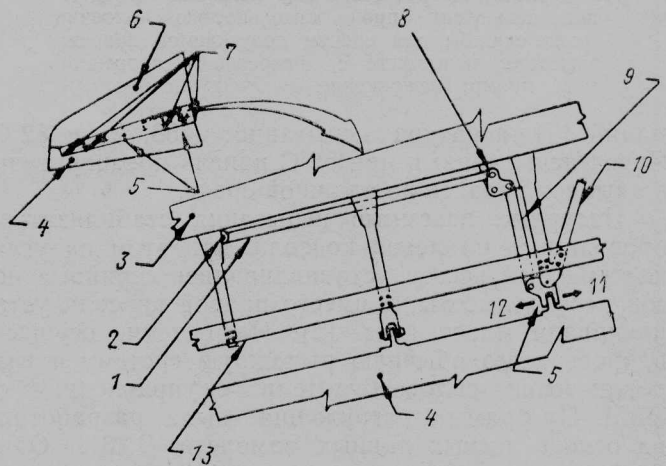
1—узлы навески на заднем лонжероне (3); 2—узлы крепления стабилизатора; 3—углепластиковый кессон стабилизатора (левая консоль); 4—узлы навески на переднем лонжероне (2); 5—центроплан из алюминиевых сплавов; 6—узел крепления привода стабилизатора; 7—углепластиковый кессон стабилизатора (правая консоль)

Рис. 6. Центропланная часть стабилизатора



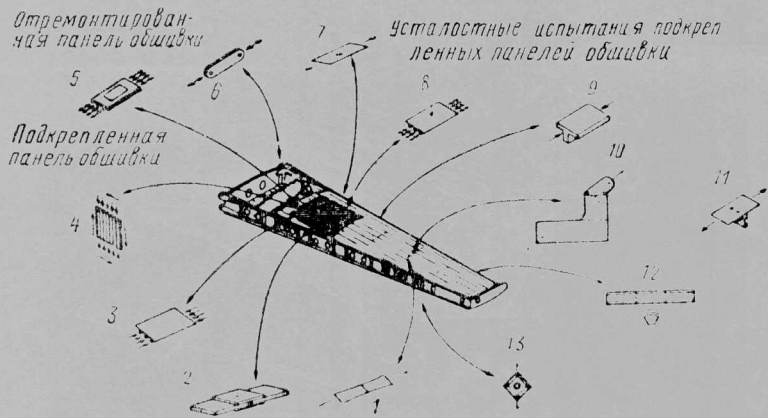
1—нижняя балка; 2—балка хвостовой части стабилизатора; 3—силовой кессон; 4—профиль (7 слоев ткани, 3 слоя однонаправленной ленты, слой стеклоткани); 5—пластина (7 слоев ткани); 6—накладка (12 слоев ткани); 7—обшивка; 8—клеевые швы; 9—углепластиковая балка в сборе; 10—верхняя балка

Рис. 7. Балка хвостовой части стабилизатора



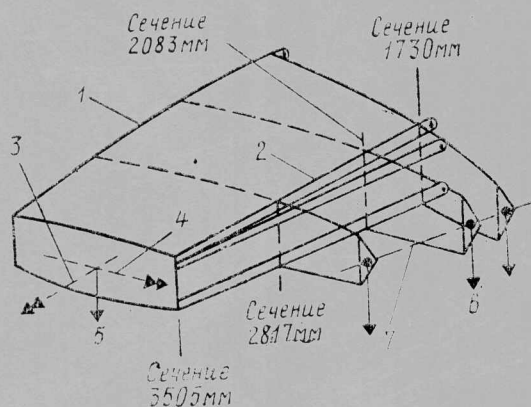
1—алюминиевая тяга; 2—фиксированная точка крепления; 3—углепластиковый кессон; 4—руль высоты (металлический); 5—узлы навески, воспринимающие боковую нагрузку; 6—стабилизатор; 7—плавающие узлы навески; 8—качалка; 9—тяга толкателя; 10—подкос, воспринимающий боковую нагрузку; 11—нагрев; 12—охлаждение; 13—углепластиковая балка хвостовой части

Рис. 8. Компенсирующее устройство при тепловом расширении



1—обшивка; 2—механическое соединение; 3—сжатие; 4—сжатие и сдвиг; 5—сжатие и усталостные испытания; 6—испытания узлов навески; 7—испытания образцов с ударными повреждениями; 8—циклическое нагружение; 9—на местную потерю устойчивости пояса лонжерона; 10—соединение обшивки на сдвиг и давление; 11—соединения обшивки с нервюрами; 12—об-разец кессона на акустiku; 13—стенка лонжеронов на сдвиг

Рис. 9. Испытываемые образцы элементов конструкции углепластикового кессона

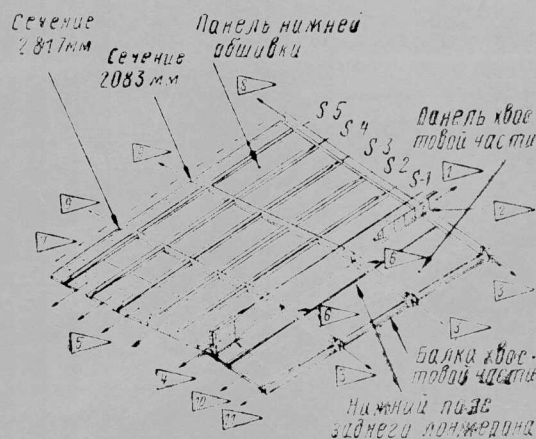


1—передний лонжерон; 2—задний лонжерон; 3—крутящий момент; 4—изгибающий момент; 5—перерезывающая сила; 6—нагрузка к узлам навески руля высоты; 7—ось вращения руля высоты

Рис. 10. Схема испытаний образца кессона длиной 1775 мм (порядок испытаний: приложение предельной нагрузки; циклические испытания продолжительностью один срок службы; приложение расчетной разрушающей нагрузки; циклические испытания продолжительностью половина срока службы для оценки допускаемой повреждаемости; испытания с дискретными повреждениями; нагружение до разрушения)

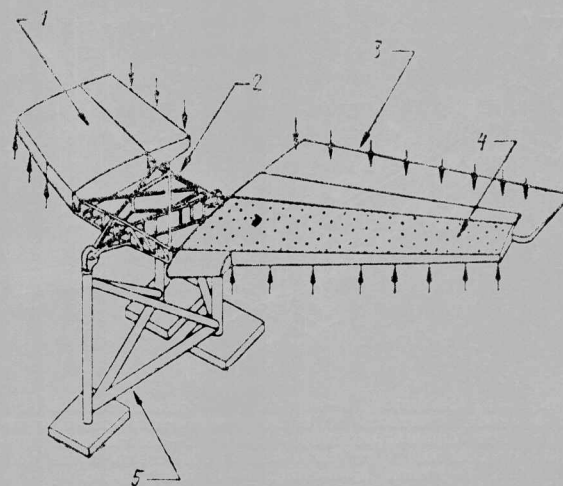
маций. Температура испытаний: -58 , 21 и 82°C . Перед испытаниями при 82°C панель предварительно выдерживалась во влажной среде.

Натурные наземные испытания стабилизатора проводились на левой консоли, при этом на углепластиковый кессон устанавливались серийные носок и руль высоты, а вместо правой консоли устанавливали макет (рис. 12). Нагружение осуществлялось через обычную рычажную систему и гидравлические силовозбудители с управлением от ЭВМ. Программа нагружения была разработана на основе летных данных самолета В.737. Один блок нагружения соответствовал 10 000 полетов и поэтому для испытаний продолжительностью один срок службы блок повторялся 8 раз. Во время летных испытаний на флаттер для возбуждения колебаний на законцовке углепластикового стабилизатора закреплялась специальная профилированная консольная лопатка.



1—нагрузка на нижний узел навески на заднем лонжероне; 2—пересечение корневой нервюры с задним лонжероном; 3—нагрузка к узлам навески руля высоты; 4—нагрузка на пояс лонжерона; 5—нагрузка на панель обшивки; 6—пересечение лонжерона с нервюрой хвостовой части; 7—касательная нагрузка на панель обшивки; 8—реакция на корневой нервюре от пояса лонжерона; 9—реакция на нервюре от пояса лонжерона; 10—нагрузка на панель хвостовой части; 11—нагрузка на балку хвостовой части

Рис. 11. Схема испытаний панели нижней обшивки с испытанием заднего лонжерона



1—макет правой консоли; 2—серийная центропланная часть; 3—серийный руль высоты; 4—углепластиковый кессон стабилизатора; 5—опорная конструкция

Рис. 12. Схема наземных испытаний натурального образца стабилизатора (порядок испытаний: определение деформаций для четырех расчетных случаев статического нагружения; проверка жесткости узлов навески руля высоты; циклическое нагружение продолжительностью половина срока службы; циклическое нагружение продолжительностью один срок службы с моделированием малых повреждений (на допускаемую повреждаемость); нагружение расчетной разрушающей нагрузкой для четырех расчетных случаев; испытания центральной секции на допускаемую повреждаемость; испытание законцовки на стойкость к воздействию грозových электроразрядов)

Сертификационные требования. Как уже отмечалось, сертификационные требования FAA к конструкции коммерческих самолетов сформулированы в нормах летной годности FAR 25 и в циркулярном письме AC 20-107, выпущенном в июле 1978 г. и отражающем особенности сертификации конструкций из композиционных материалов. Основные сертификационные требования могут быть объединены в четыре группы:

1. Требования к материалам и методам изготовления (FAR 25.603, 25.613, 25.615). Прочностные и жесткостные характеристики должны иметь высокую степень достоверности при наиболее критических условиях воздействия внешней среды, включая влажность и температуру, которые ожидаются в процессе эксплуатации. Допускаемые значения характеристик должны быть определены для слоя либо в процессе испытаний однослойных образцов, либо из испытаний многослойных обшивок с последующим анализом результатов достоверными методами.

2. Статические испытания (FAR 25.305, 25.307, а). Статическая прочность конструкций из композиционных материалов должна быть проверена программой испытаний агрегатов (или типовых узлов) до разрушающей нагрузки в соответствующих условиях внешней среды, если опыт с аналогичными конструкциями, системами материалов и нагружением недостаточен, чтобы подтвердить адекватность расчетов на основе результатов испытаний элементов. Испытания компонентов до разрушения могут быть проведены в обычной атмосфере, если влияние внешней среды достаточно точно определено на образцах элементов конструкции и учтено в результатах статических испытаний.

3. Ресурсные испытания (FAR 25.571, 25.573). Все конструкции должны быть проверены в соответствии с принятой концепцией: допускаемой (безопасной повреждения) или безопасного ресурса. Для допускаемой повреждаемой конструкции должны быть проведены испытания компонентов и элементов с целью проверки остаточной прочности при наличии повреждений, рост которых от начальных определяемых размеров должен исследоваться под действием усталостного нагружения с учетом влияния температуры и влажности. Полученные данные по росту усталостных трещин следует использовать при установлении межповерочных периодов.

4. Дополнительные требования (FAR 25.581, 25.605, 25.609, 25.1529). На основе расчетов и соответствующих испытаний следует подтвердить, что с конструкции снимается статическое электричество и обеспечивается отвод электричества при попадании молний без риска для самолета. Особое внимание должно быть уделено возможному росту необнаруженных повреждений в молниезащитной системе. В конструкции должна быть также предусмотрена защита от воздействия внешней среды, эрозии, ультрафиолетового облучения, химикатов и т. д., а также учтена и проверена испытаниями возможная деградация характеристик материала. На поставляемые материалы, методы переработки препрегов и методы изготовления должны быть составлены спецификации, обеспечивающие надежность конструкции при их серийном выпуске. В инструкциях по техническому обслуживанию должны быть указаны проверенные аналитически или испытаниями методы ремонта и необходимое оборудование, обеспечивающее восстановленным конструкциям необходимую работоспособность.

Обеспечение сертификационных требований. Выбранный фирмой Боинг подход к сертификации основан на существующей практике и заключается в проведении аналитических оценок, достоверность которых подтверждается соответствующими испы-

таниями. Способность конструкции выдерживать эксплуатационные нагрузки обеспечивается введением коэффициентов безопасности, регламентированных нормами летной годности FAR. Выполнение требований FAR обеспечивается допущением линейного поведения углекислых пластиков до разрушения, оценкой поведения выбранных материалов в типичных условиях эксплуатации коммерческих самолетов и проведенном необходимом объеме аналитических исследований и испытаний.

На первом этапе были установлены критические условия внешней среды, ожидаемые в процессе эксплуатации. Установленный диапазон температур (от -58 до $+82^{\circ}\text{C}$) хорошо согласуется с аналогичными данными, полученными на других фирмах, проводящих исследования по программе ACEE. Возможный уровень влагосодержания в углекислых пластиках был оценен в 1%. Для указанных экстремальных значений температуры и влажности на основе расчетов и испытаний были установлены дополнительные коэффициенты безопасности, определяющие деградацию характеристик и соответствующее снижение допускаемых значений. Кроме того, на фирме Боинг отказались от определения характеристик на уровне монослоя, поскольку в этом случае не учитывается воздействие окружающей среды на взаимодействие слоев в многослойных материалах и нет универсального метода расчета характеристик для всех схем укладки слоев, обеспечивающего во всех случаях равную прочность.

Проведенные исследования показали, что жесткостные характеристики углекислого пластика, определяемые волокном, практически не меняются в ожидаемом диапазоне условий внешней среды, что подтвердилось испытаниями специальных образцов, прошедших выдержку в эксплуатационных условиях в углекислом руле высоты самолета V.727. Учитывая вышеизложенное, было принято, что для силовых элементов конструкции, характеристики которых определяются волокном, окружающая среда не окажет влияния на жесткость конструкции и распределение деформаций от внешних нагрузок.

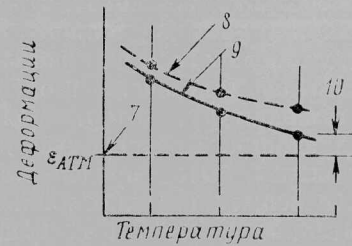
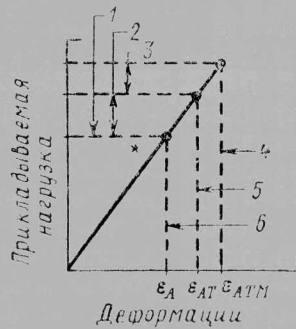
Большое влияние на процесс сертификации оказал выбор углекислого пластика T300/5208, поведение которого при воздействии внешней среды и механическом нагружении было тщательно исследовано. Влияние внешней среды для углекислого пластика T300/5208 проявляется очень типично и неизменно, а следовательно, и расчетные характеристики могут быть легко определены во всем диапазоне эксплуатационных условий окружающей среды.

Проведенные исследования показали, что полученные результаты испытаний различных образцов могут быть легко перенесены на натурную конструкцию.

Натурные испытания стабилизатора велись в обычной окружающей среде с поправкой результатов на воздействие экстремальных температуры и влажности. На образце были установлены тензодатчики для определения распределения деформаций и величин прогибов. Максимальная прикладываемая нагрузка равнялась расчетной разрушающей без введения поправочных коэффициентов на воздействие температуры и влажности. Экспериментальные данные сравнивались с расчетными, полученными с использованием конечноэлемент-

1—полетная нагрузка в нормальных условиях; 2—дополнительная нагрузка от нагрева; 3—дополнительная нагрузка от влагопоглощения; 4—деформации от полетной нагрузки+нагрев+влага (ϵ_{ATM}); 5—деформации от полетной нагрузки+нагрев (ϵ_{AT}); 6—деформации от полетной нагрузки в нормальных условиях (ϵ_A); 7—максимальная величина деформации; 8—сухой; 9—влажный; 10—минимальный запас прочности

Рис. 13. Определение запаса прочности для деталей из углепластика



ной модели, включающей стабилизатор, руль высоты и центроплан. С помощью этой же модели рассчитывались деформации, обусловленные воздействием температуры и влаги. Результирующее распределение деформаций учитывало различие в коэффициентах теплового расширения элементов из композиционных материалов и стеснение от руля высоты и узлов крепления к центроплану.

Аналогично определялось распределение деформаций, вызванных набуханием углепластика при поглощении влаги. Но поскольку жесткостные характеристики углепластиковой конструкции, определяемые волокном, меняются очень незначительно под действием принятых экстремальных значений температуры и влажности, то считалось, что распределение нагрузки в конструкции не меняется, а поэтому деформации, вызванные температурой и влажностью, могут быть просто алгебраически добавлены к деформациям от механического нагружения в обычных условиях испытаний (рис. 13). Окончательная величина коэффициента безопасности (или запаса прочности) определялась из сравнения максимальных и допускаемых деформаций. Определение коэффициентов безопасности проводилось для всех элементов в наиболее критических случаях нагружения и условиях внешней среды.

При выборе подхода рассматривались такие критерии, как применимость в настоящее время и в будущем, положена ли в основу существующая практика, доступность в техническом плане, практичность и экономичность с точки зрения стоимости и сроков, обеспечение уровня достоверности результатов, отвечающего требованиям современной практики, и т. д.

Были также рассмотрены два других подхода, а именно:

1. Натурные испытания образцов конструкции при расчетной/разрушающей нагрузках с моделированием реальных условий окружающей среды. Данные испытания позволяют полностью оценить распределение деформаций и разрушающую нагрузку, но для одного выбранного критического расчетного случая. Применительно к стабилизатору этот подход был отклонен по экономическим соображениям и из-за требуемых сроков проведения испытаний. По этим же причинам он практически нецелесообразен при исследовании натуральных образцов крыла и фюзеляжа.

2. Натурные испытания образцов конструкции с увеличенным уровнем нагружения для учета влияния воздействия окружающей среды на композиционные материалы. В этом случае необходимо определение коэффициента перегрузки, что может быть сделано только после точного анализа всей

конструкции. Но поскольку для испытаний может быть принят только один коэффициент перегрузки, выбираемый по значениям для наиболее критических элементов, то для обеспечения равнопрочности конструкции в процессе испытаний некритические элементы должны быть усилены, что в результате приведет к увеличению веса.

Выбор фирмой Боинг подход наиболее полно удовлетворяет требованиям, так как он позволяет оценить конструкцию и учесть воздействие окружающей среды. Кроме того, данная методология может быть очень полезной и при проведении исследований натуральных конструкций крыла и фюзеляжа.

Чтобы обеспечить высокий уровень безопасности в коммерческих самолетах, все элементы конструкции, в том числе и из композиционных материалов, должны проектироваться как допускаемо повреждаемые. Указанный принцип проектирования является единственным экономически выгодным для авиакомпаний, поскольку нет ограничений на ресурс конструкции, так как все поврежденные элементы могут быть обнаружены, отремонтированы или заменены.

Применение принципа допускаемой повреждаемости требует знания данных по скорости роста усталостных повреждений как функции нагружения. Но поскольку при проведении программы разработки углепластикового стабилизатора не было проверенных моделей роста повреждений, которые учитывали бы влияние спектра нагружения, то поэтому при проектировании использовался подход, не допускающий роста повреждений.

Согласно принятому подходу считалось, что повреждения, являющиеся видимыми и некритическими, при действии спектра нагружения не распространяются. Отсюда следует, что любое не определяемое визуально повреждение является некритическим. Для оценки этого подхода был проведен цикл испытаний различных образцов, в которых были смоделированы видимые повреждения. В процессе испытаний моделировались экстремальные условия эксплуатации и реальные нагружения, велся контроль за зонами с повреждениями и определялась остаточная прочность.

Другим важным требованием к допускаемо повреждаемым конструкциям является обеспечение несущей способности в случае поражения инородными предметами, например камнями, птицами, деталями разрушающихся двигателей и т. п. Несущая способность углепластикового стабилизатора при наличии больших по размерам дискретных повреждений была оценена расчетным путем и затем проверена испытаниями корневого отсека кессона, в котором моделировались повреждения.

Обеспечение расчетной прочности при изготовлении натуральных конструкций достигалось за счет разработки соответствующих спецификаций на материалы и плана контроля качества материалов и изготовленных элементов конструкции, которые во многом были подобны используемым ранее при сертификации углепластикового руля высоты самолета В.727.

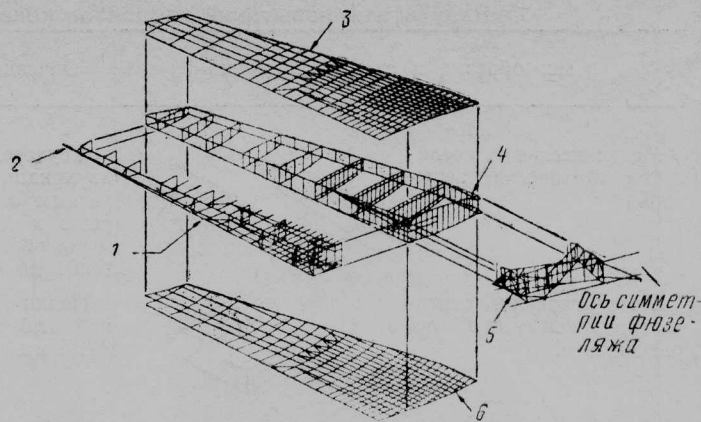
Специальные меры были приняты для защиты от эрозии, дождя, ультрафиолетового облучения и химикатов. Предшествующие программы исследований (например, программа летных исследований интерцептора самолета В.737) показали, что защита конструкций из композиционных материалов может быть обеспечена стандартными системами лакокрасочных покрытий. Эти системы также успешно используются для защиты стеклопластиковых конструкций в самолетах В.737 и В.747.

Успешно была решена проблема снятия статического электричества и защиты от грозových электроразрядов (молний). Используемые средства защиты и металлизации также прошли все виды испытаний.

Результаты исследований. Фирма Боинг провела цикл испытаний и расчетов в объеме, необходимом для сертификации согласно требованиям FAA. Распределение деформаций определялось методом конечных элементов, при этом в расчетную модель были включены центроплан и хвостовая часть (рис. 14). Изгибная жесткость руля высоты моделировалась балкой, располагаемой на оси вращения. Введение центропланной части конструкции позволило смоделировать жесткость узлов навески стабилизатора. Распределение деформаций от полетной нагрузки, температуры и влагосодержания определялось для каждого расчетного случая, по комбинации которых затем проверялось соответствие сертификационным требованиям.

Согласно требованиям FAR 25.631, углепластиковый стабилизатор должен выдерживать удар птицы весом 3,63 кгс. Это требование к оперению является новым и ранее при сертификации конструкции самолета В.737 не рассматривалось. Для удовлетворения данного требования толщину алюминиевой обшивки носка стабилизатора пришлось увеличить с 1,02 до 2,03 мм. Выбор толщины обшивки 2,03 мм был сделан из условия полного поглощения энергии удара птицы носком. Дополнительно был проведен расчет, подтверждающий требуемую несущую способность углепластикового стабилизатора при наличии разрушений в силовой конструкции кессона.

Результаты детальных испытаний совместно с данными аналогичных испытаний по программе разработки углепластикового руля высоты самолета В.727, приведенные в таблице, использовались для определения допускаемых значений расчетных прочностных и жесткостных характеристик углепластика, обшивок и типовых элементов. В процессе этих же испытаний проверялось поведение поврежденных, которые, согласно требованиям, не должны распространяться при действии циклических нагрузок. Остаточная прочность при наличии повреждений проверялась для основных элементов конструкции после усталостных испытаний продолжительностью один срок службы в критических условиях внешней среды. Аналогичные испытания



1—конструкция хвостовой части; 2—балка по линии узлов навески, моделирующая руль высоты; 3—панель верхней обшивки; 4—внутренняя силовая конструкция кессона; 5—конструкция центропланной части; 6—панель нижней обшивки

Рис. 14. Конечноэлементная модель конструкции углепластикового кессона

проводились на образцах панелей обшивки со смоделированными повреждениями от скользящих грозových электроразрядов.

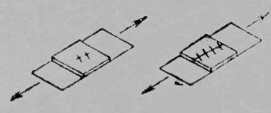
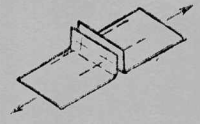

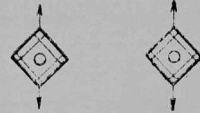

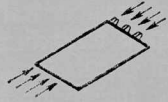

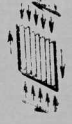
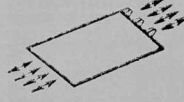

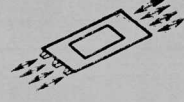
Для монолитных панелей, изготовленных методом совместной полимеризации обшивки с подкрепляющими элементами, была проведена оценка на отслаивание при акустическом воздействии продолжительностью несколько сроков службы. Для стрингерных панелей были разработаны методы ремонта повреждений, которые проверялись испытаниями.

Программа испытаний натурального отсека корневой части кессона (см. рис. 10) включала: а) статическое нагружение расчетной предельной нагрузкой для проверки расчетного распределения деформаций; б) усталостное нагружение продолжительностью один срок службы; в) повторное статическое нагружение для сравнения распределения деформаций до и после проведения усталостных испытаний и г) усталостное нагружение продолжительностью 0,5 срока службы с предварительным моделированием повреждений в трех наиболее критических зонах. Этими зонами явились: верхняя часть переднего лонжерона, нижняя обшивка в зоне стрингера № 2 и нижняя часть заднего лонжерона. Повреждение нижней обшивки, например, моделировалось поперечным разрезом обшивки и стрингера на длине 162,5 мм. Как показали проведенные испытания, конструкция полностью удовлетворяет требованиям безопасного повреждения, т. е. роста смоделированных повреждений в процессе усталостного нагружения не наблюдалось.

Основная цель испытаний панели, показанной на рис. 11, — проверка расчетных методов определения распределений деформаций в экстремальных условиях окружающей среды. Испытания проводились при трех критических условиях, и полученное распределение деформаций хорошо совпало с расчетным. Разрушение панели произошло при нагрузке, составляющей 137% расчетной разрушающей, при этом разрушение произошло по узлам крепления. Аналогичные результаты были получены и при испытании отдельных узлов крепления.

Натурные испытания углепластикового стабилизатора (см. рис. 12) также были закончены успешно, и расчетные деформации хорошо совпали с экспериментальными. В процессе данных испыта-

Результаты испытаний элементов конструкции углепластикового стабилизатора

Тип образца и схема испытаний	Описание образца	Результаты
<p>Механические соединения, статические испытания</p> 	<p>Двухрезные одно- и двухрядные соединения с разным отношением ширины к диаметру; размеры образцов от 25,4×381 до 44,4×381 мм</p>	<p>Полученные прочностные характеристики механических соединений для всех условий эксплуатации: от -59 до +82°C во влажной среде</p>
<p>Полка нервюры, статические испытания на растяжение</p> 	<p>Полки нервюры шириной 62,6 мм и длиной 211,5 мм</p>	<p>Определена несущая способность при растяжении для всех условий эксплуатации: от -59 до +82°C во влажной среде</p>
<p>Панель обшивки с уголком крепления нервюры, статические и усталостные испытания</p> 	<p>Панель обшивки шириной 76,2 мм и длиной 508 мм с механическим соединением уголка крепления нервюры</p>	<p>Определена несущая способность при растяжении во всех условиях эксплуатации: от -59 до +82°C во влажной среде; определена остаточная прочность после усталостных испытаний*; проверено отсутствие роста видимых ударных повреждений в процессе усталостного нагружения*; определена остаточная прочность с повреждениями после усталостного нагружения*</p>
<p>Стенка лонжерона, статические испытания на сдвиг в рамке</p> 	<p>Стенка лонжерона размерами 305×305 мм с отверстием для доступа (отверстие с подкреплением и без подкрепления кромок)</p>	<p>Определена несущая способность для всех эксплуатационных условий: от -59 до +82°C во влажной среде</p>
<p>Узлы навески в лонжеронах, статические и усталостные испытания</p> 	<p>Пояс лонжерона длиной 914 мм с проушинами с двух сторон</p>	<p>Определена несущая способность пояса лонжерона и узла навески для всех эксплуатационных условий: от -59 до +82°C во влажной среде; определена остаточная прочность узла навески после усталостного нагружения*; определена остаточная прочность с нанесенными повреждениями в зоне отверстий и с расслоениями после усталостного нагружения</p>
<p>Панель обшивки, статические испытания на сжатие</p> 	<p>Панель обшивки длиной 1400 мм с пятью стрингерами</p>	<p>Определена несущая способность обшивки для всех эксплуатационных условий: от -59 до +82°C во влажной среде; проверен метод расчета устойчивости панели обшивки как стойки по Эйлеру; определена несущая способность обшивки с ударными повреждениями и с повреждениями от скользящих грозовых электроразрядов*</p>
<p>Панель обшивки, сдвиг, статические испытания на сдвиг в рамке</p> 	<p>Панель обшивки размерами 762×762 мм с семью стрингерами</p>	<p>Определена несущая способность панели обшивки при сдвиге для всех эксплуатационных условий: от -59 до +82°C во влажной среде; определена несущая способность панели с ударными повреждениями и с повреждениями от скользящих грозовых электроразрядов*</p>
<p>Панель обшивки, статические испытания при совместном действии сдвига и сжатия</p> 	<p>Панель обшивки размерами 1016×1016 мм с восемью стрингерами</p>	<p>Определена несущая способность обшивки в зависимости от соотношения сжимающей и сдвиговой нагрузок; определена несущая способность панели с ударными повреждениями</p>
<p>Панель обшивки, усталостные испытания с моделированием полетных нагрузок, включая нормальное давление</p> 	<p>Панель обшивки длиной 1400 мм с четырьмя стрингерами и элементами крепления нервюры</p>	<p>Определена остаточная прочность после усталостного нагружения для всех эксплуатационных условий: от -59 до +82°C во влажной среде; проверено отсутствие роста видимых ударных повреждений в процессе усталостного нагружения*; определена остаточная прочность после усталостного нагружения и выключения из работы 18% площади поперечного сечения*</p>
<p>Отсек кессона, акустические испытания</p> 	<p>Образец длиной 2032 мм, включающий панель обшивки с семью стрингерами, лонжерон и элементы крепления нервюры</p>	<p>Определена усталостная долговечность при акустическом нагружении; проверено отсутствие роста видимых ударных повреждений при акустическом нагружении</p>
<p>Отремонтированная панель обшивки, статические и усталостные испытания</p> 	<p>Панель обшивки длиной 1400 мм с четырьмя стрингерами с отремонтированным стрингером и обшивкой</p>	<p>Определена несущая способность панели (как стойки) с отремонтированной обшивкой и стрингером*; проверено отсутствие роста видимых ударных повреждений при усталостном нагружении*; определена остаточная прочность после усталостного нагружения*</p>

* Испытания в условиях наиболее критического расчетного случая.

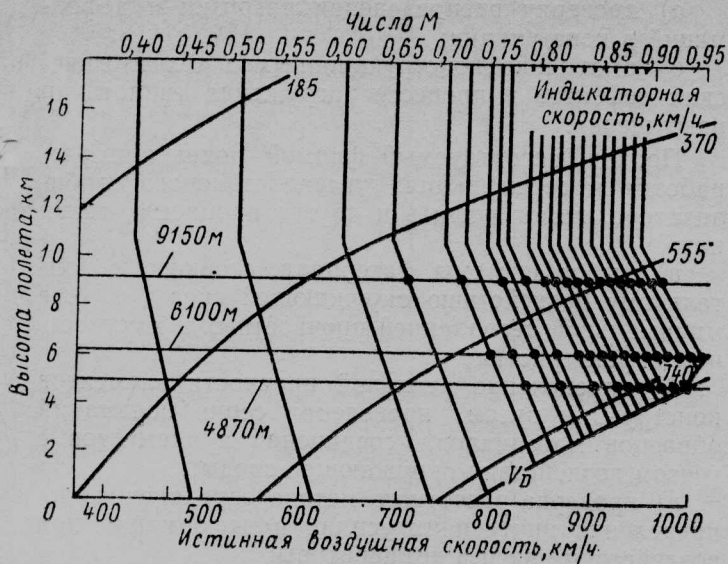


Рис. 15. Условия летных испытаний на флаттер

ний проверялась работоспособность устройства для компенсации разности теплового расширения элементов конструкции из разнородных материалов и замерялась жесткость узлов навески руля высоты. Затем в кессонной части были нанесены различные небольшие по размерам, но видимые моделирующие ударные разрушения, трещины и разрушения в крепежных отверстиях, поведение которых контролировалось в процессе последующих циклических испытаний продолжительностью один срок службы. Как и в испытаниях корневого отсека кессона, роста видимых повреждений при нагружении не наблюдалось. Повреждения больших размеров в натурном стабилизаторе не моделировались, так как требуемая несущая способность была успешно подтверждена при испытаниях отсека кессона.

Испытания на допустимую повреждаемость проводились с моделированием разрушения узлов крепления на лонжеронах алюминиевого центра-плана, что достигалось удалением крепежных осей из проушин. При нагружении, соответствующем критическому случаю для заднего лонжерона, разрушение произошло по стенке лонжерона между узлами крепления от комбинированного воздействия сдвига и растяжения при нагрузке, составляющей 91% расчетной. После испытаний указанная зона была доработана и подкреплена стальной пластиной.

В процессе испытаний на стойкость к грозовым электроразрядам поражалась концевая часть стабилизатора. Разрушения от электроразрядов носили видимый характер и включали повреждения только в напыленном защитном слое алюминия, т. е. углепластиковые элементы конструкции остались неповрежденными. Полученные повреждения могут быть легко восстановлены ремонтными методами напыления, используемыми для стеклопластиковых конструкций.

Летные испытания на флаттер углепластикового стабилизатора проводились в диапазоне скоростей и высот, доказанных на рис. 15. Высокочастотные колебания стабилизатора (8—30 Гц) возбуждались с помощью профилированной консольной лопатки, установленной на законцовке, при воздействии воздушного потока на максимальной скорости полета

для данной высоты. Контрольные замеры прогибов поверхности проводились во всем диапазоне скоростей, по которым устанавливались ограничения на скорость пикирования. Демпфирующие свойства конструкции при всех формах колебаний оказались достаточно высокими, и по флаттерным характеристикам углепластиковый стабилизатор эквивалентен алюминиевому.

Сертификационные летные испытания углепластикового стабилизатора на самолете В.737 были закончены к 1 октября 1980 г. Программа испытаний включала пять полетов. Первые два полета были выполнены с алюминиевым стабилизатором для сбора необходимых исходных данных, а затем три полета с углепластиковым стабилизатором. В процессе испытаний исследовались режимы выхода из крутого планирования, характеристики сваливания, статическая продольная устойчивость и режим посадки с переходом на ручное управление. Проведенные летные испытания подтвердили адекватность жесткостей углепластикового и алюминиевого стабилизаторов и обеспечение всех требований по устойчивости и управляемости.

В основу инструкции по техобслуживанию и контролю углепластикового стабилизатора были положены существующие для самолета В.737, при этом межповерочные периоды были оставлены без изменений, так как в углепластиковом стабилизаторе видимые повреждения при эксплуатационном нагружении не распространяются, что было подтверждено наземными испытаниями различных образцов. Для критических зон конструкции были установлены соответствующие методы контроля. Руководство по ремонту включало рекомендации по выбору методов для типовых повреждений. Эффективность рекомендуемых методов ремонта также была проверена в программе сертификационных испытаний.

Выводы. Проведенные исследования углепластикового стабилизатора показали его полное соответствие сертификационным требованиям норм летной годности FAA и рекомендациям по проектированию конструкций из композиционных материалов. На основе полученного опыта фирма Боинг считает, что для сертификации наиболее важными явились:

- расчет распределения деформаций и их экспериментальная проверка;
- разработка допускаемых значений характеристик;
- расчет всех наиболее важных элементов конструкции;
- расчет и испытания допускаемо повреждаемых конструкций;
- проверка адекватности углепластикового и алюминиевого стабилизаторов из условий флаттера, устойчивости и управляемости.

Для оценки статической прочности стабилизатора использовался аналитический подход, учитывающий влияние воздействия влаги и температуры. Применимость данного подхода подтверждена испытаниями образца, представляющего собой панель обшивки с поясом лонжерона, при экстремальных условиях внешней среды.

Поскольку экономически нецелесообразно проводить испытания всех элементов натурной конструкции на максимальную нагрузку, то некоторые

элементы могут быть сертифицированы расчетным путем для наиболее критических случаев нагружения, для чего необходимо знать влияние влажности и температуры. Воздействие окружающей среды может быть определено из испытаний образцов исходного материала, обшивок и простых элементов с последующим пересчетом результатов на натурную конструкцию. Фирма Боинг полагает, что в настоящее время это наиболее надежный метод учета всех факторов, влияющих на прочностные характеристики перспективных композиционных материалов.

Выбранный способ обеспечения допускаемой повреждаемости, исключающий рост повреждений, был проверен циклом испытаний на остаточную прочность при наличии видимых повреждений. Высокие характеристики допускаемой повреждаемости углепластикового стабилизатора объясняются, в первую очередь, малыми эксплуатационными деформациями.

В настоящее время объем применения композиционных материалов в конструкции самолетов быстро увеличивается, и по мере накопления знаний и опыта, очевидно, будут пересмотрены требования циркулярного письма к проведению статических испытаний: нагружение будет вестись не до разрушающей нагрузки, а до предельной, как это делается в случае металлических конструкций. Основной целью этих испытаний будет проверка точности расчета распределения внутренних силовых потоков или деформаций в конструкции в обычных условиях окружающей среды, и в случае хорошего совпадения результатов расчета и эксперимента конструкция может быть сертифицирована на основе расчетных данных.

Проведенные в данной программе исследований натурные испытания углепластикового стабилизатора до разрушения, как первого агрегата нового поколения конструкций из композиционных материалов, имели две основные задачи:

а) проверку распределения нагрузки и деформаций в конструкции;

б) выявление конструкционных и технологических дефектов в процессе нагружения вплоть до разрушения.

Подход, используемый фирмой Боинг при разработке и сертификации углепластикового стабилизатора, помог решить и другие проблемы, такие как:

а) выбор системы материала, стойкого к длительному воздействию окружающей среды, т. е. с минимальной деградацией прочностных и жесткостных характеристик;

б) определение реальной прочности элементов конструкции путем проведения серии испытаний образцов материалов, соединений и элементов с учетом воздействия окружающей среды;

в) проверка расчетного метода определения распределения внутренних усилий и деформаций при воздействии влаги и температуры;

г) анализ напряженно-деформированного состояния элементов конструкции во всех критических зонах;

д) оценка достоверности расчетных данных по распределению нагрузки в конструкции на основе замера деформаций при испытаниях натуральных образцов.

В целом полученные результаты исследований углепластикового стабилизатора, по мнению специалистов фирмы Боинг, дают все основания предположить, что при выполнении требований норм летной годности FAA и соблюдении руководства по проектированию уровень безопасности конструкций из композиционных материалов будет таким же, как и у существующих металлических конструкций.

Референты *Е. П. Толстобров,*
Т. И. Короленько.

Редактор *Е. П. Толстобров.*

УДК 621.792.052.08

ИССЛЕДОВАНИЕ КЛЕЕНЫХ СИЛОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПО ПРОГРАММЕ PABST*

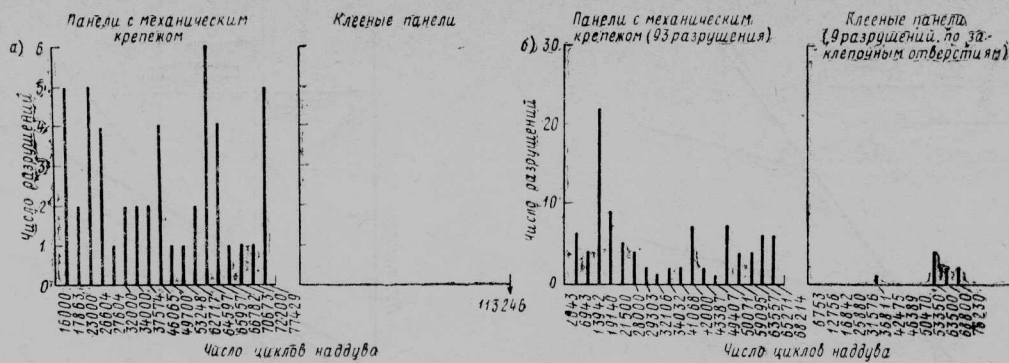
Фирма Макдоннелл-Дуглас (США) по контракту с лабораторией динамики полета ВВС с 1975 до 1980 г. проводила программу исследования силовых клееных конструкций PABST (Primary Adhesively Bonded Structures Technology), основной целью которой была проверка эффективности использования новых клеев и грунтов, стойких к воздействию окружающей среды, а также новых методов подготовки поверхности элементов конструкции из алюминевых сплавов типа фосфорнокислотного анодирования. По программе PABST было изготовлено большое количество различных образцов клееных конструкций для статических и усталостных испытаний, в том числе натурный отсек фюзеляжа диаметром 5,48 м и длиной около 12,8 м, представляющий собой передний отсек широкофюзеляжного транспортного самолета.

В процессе исследований был затронут широкий круг различных вопросов и проблем, включая сравнительный анализ клееных и клепаных конструкций, преимущества склейки, критерии выбора зон конструкции для склейки, выбор размеров клеевых соединений и т. д.

СРАВНЕНИЕ КЛЕЕНЫХ И КЛЕПАНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Преимущества клееных конструкций по сравнению с клепаными наглядно видны из рис. 1, где приводятся результаты испытаний панелей и натурного отсека. Как следует из рис. 1, число разрушений в клееных конструкциях уменьшается в несомненно большее число раз по сравнению с уменьшенном количестве механического крепежа. Кроме того, клееные конструкции показали более высокие характеристики по допускаемой повреждаемости, чем это предполагалось ранее, и лучшие

* Hart-Smith L. J. Adhesive bonding of aircraft primary structures.
SAE Paper N 801209.



а—цилиндрические панели размерами 2790×4264 мм; б—натурные образцы отсека фюзеляжа
Рис. 1. Результаты усталостных испытаний клееных панелей и панелей с механическими соединениями

по сравнению с клепаными панелями. Это объясняется, в первую очередь, различием механизма распространения усталостных трещин: в случае клепаных панелей трещины захватывают большую площадь и распространяются на соседние клетки через крепежные швы (под клеткой понимается поверхность обшивки, ограничиваемая двумя шпангоутами и двумя продольными элементами подкрепления). В клееных конструкциях рост трещины ограничивается пределами одной клетки.

Приклеенные шпангоуты заземляют обшивку, что приводит, однако, не только к снижению кольцевых напряжений в обшивке, но и к увеличению изгибных напряжений вдоль шпангоутов. В результате трещины в обшивке не распространяются через зону склейки в соседние клетки, а поворачиваются вдоль кромок шпангоута. Вдали от шпангоута трещина развивается в продольном направлении, так как кольцевые напряжения в цилиндрической оболочке при действии внутреннего давления в два раза больше осевых.

Типовое распределение напряжений в обшивке фюзеляжа при действии внутреннего давления показано на рис. 2. Следует отметить, что в предшествующих исследованиях клепаных конструкций рассматривались варианты с «плавающими» шпангоутами, полностью исключаящими защемление обшивки, но эти конструктивные решения из-за высокой стоимости изготовления практического применения не нашли. Более того, в конструкции самолета Фоккер F-27 «Фрэндишип», в которой широко используется склейка, приклеены только лонжероны, а обшивка со шпангоутами соединяется приклепанными фитингами. Во время испытаний такой конструкции разрушение произошло по заклепочному шву, подтвердив преимущества клеевых соединений.

Другой зоной, подтверждающей преимущество клеевых конструкций над клепаными, выражаемое стойкостью к коррозии, является нижняя часть фюзеляжа. Примером может служить самолет F-27, в конструкции которого все контактирующие поверхности защищены коррозионностойким клеем Redux 775. Затраты на ремонт конструкций вследствие коррозии достигают значительных размеров, особенно в случае использования недостаточно эффективных защитных средств и специальных покрытий. Лишь в последние годы в самолетостроительной промышленности США эта проблема была успешно решена за счет использования фосфор-

нокислотного анодирования, разработанного фирмой Боинг, и специальных коррозионностойких грунтов и адгезионных покрытий. Достижения промышленности в области обеспечения противокоррозионной защиты во многом способствовали успешному проведению программы PABST.



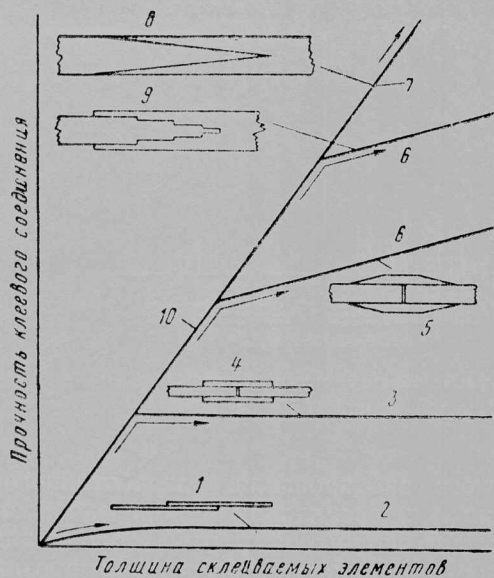
а—кольцевые напряжения; б—продольные изгибающие напряжения
1—клепаная; 2—клееная; 3—над стрингером; 4—между стрингерами

Рис. 2. Распределение напряжений в обшивке фюзеляжа клепаной и клееной конструкций

Опыт эксплуатации фирмами Боинг и Макдоннелл-Дуглас клеевых конструкций типа несилковых панелей и поверхностей управления показал, что в случае разрушения клеевых соединений нельзя ограничиться какими-то полумерами, как, например, в случае клепаных конструкций. Проблема замены заклепок не представляет особых трудностей, тогда как наличие коррозии в контактирующих поверхностях и расслоение клеевых соединений требуют серьезных доработок. Тем не менее в настоящее время нет ни одного самолета, в котором не использовались бы клеевые конструкции, так как их преимущества неоспоримы.

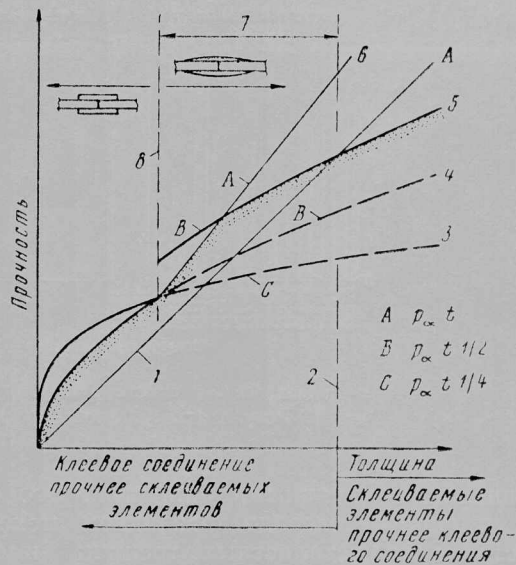
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СКЛЕЙКИ В МАЛО- И СРЕДНЕАГРУЖЕННЫХ КОНСТРУКЦИЯХ

Общеизвестно, что использование клеевых соединений особенно эффективно в мало- и средненагруженных конструкциях, где толщины элементов малы и соединения достаточно просты (рис. 3). С увеличением погонной нагрузки увеличивается толщина соединяемых деталей и, естественно, усложняется геометрия соединения. Кроме того, качественные соединения склейки обеспечиваются лишь в сравнительно малом диапазоне толщин клеевого шва (обычно от 0,13 до 0,25 мм): с увеличением толщины возрастает пористость, клеевой шов



1—соединение внахлест; 2—изгиб соединяемых элементов из-за эксцентриситета прикладываемой нагрузки; 3—разрушение, вызванные отрывающими напряжениями; 4—соединения встык с двумя накладками; 5—соединения с двумя накладками со скосом кромок; 6—разрушения от среза; 7—разрушение соединяемых элементов за пределами склейки; 8—соединение на ус; 9—ступенчатое соединение на ус; 10—прочность соединяемых элементов

Рис. 3. Сравнительная оценка прочности различных типов клеевых соединений



1—прочность склеиваемых элементов; 2—разрушение от среза; 3—прочность клеевого соединения по отрывающим напряжениям (накладки без скоса кромок); 4—прочность клеевого соединения по срезу (накладки без скоса кромок); 5—прочность клеевого соединения по срезу (накладки со скосом кромок); 6—прочность клеевого соединения по отрывающим напряжениям (накладки со скосом кромок); 7—необходимый скос кромок; 8—разрушение от отрывающих напряжений

P —несущая способность; t —толщина склеиваемых элементов

Рис. 4. Влияние толщины соединяемых элементов на прочность клеевого соединения

получается рыхлым. Использование различных марок полимерных клеев не дает значительной разницы в прочности в отличие от механических соединений, в которых требуемая прочность может варьироваться в большом диапазоне в зависимости от диаметра и материала крепежа.

Как следует из практики испытаний на растяжение обычных образцов соединений с накладками, для клеевых соединений характерны три формы разрушения: по склеиваемым элементам, по клеевому шву от среза и по клеевому шву от отдира, при этом преобладающее влияние на форму разрушения оказывает толщина склеиваемых элементов (рис. 4). При разрушении по склеиваемым элементам несущая способность прямо пропорциональна толщине, при срезе по клеевому шву — корню квадратному из толщины и при отдире по клеевому шву — корню четвертой степени из толщины.

Как видно из рис. 4, с увеличением толщины склеиваемых элементов относительная прочность клеевых соединений уменьшается. Поэтому при проектировании клеевых соединений необходимо прежде всего решить проблему разрушения от отдира по кромкам, для чего последние обычно делают сужающимися на ус. Такое решение приводит к повышению прочности соединения на срез из-за увеличения ширины накладки, необходимого из условий компенсации площади поперечного сечения при срезе на ус, в результате чего несущая способность соединений увеличивается и огибающая, показанная на рис. 4, перемещается вверх.

С точки зрения допускаемой повреждаемости клеевых конструкций картина аналогична: с уменьшением толщины эффективность возрастает. При наличии начальной трещины возможны несколько

путей ее последующего развития: трещины могут появиться в контактирующих элементах, не имеющих дефектов, могут распространиться за пределы зоны склейки при наличии непроклея в шве или задержаться на границе клеевого соединения. Во всех случаях предпочтительными являются конструкции, состоящие из большого количества склеенных элементов малой толщины, чем состоящие из нескольких элементов большой толщины.

Вполне естественно, что в натурном отсеке фюзеляжа, изготовленном по программе PABST, для соединений силовых шпангоутов и лонжеронов с обшивкой была использована клепка, выбор которой был обусловлен двумя причинами. Во-первых, по указанным элементам были предусмотрены технологические стыки из-за слишком больших габаритов панелей и, следовательно, невозможности использования автоклавов для склейки, а также из-за трудности согласования обводов склеиваемых элементов повышенной жесткости в приспособлении для склейки. В этом смысле целесообразно использовать механический крепеж, обеспечивающий более равномерный контакт за счет затяжки по всей длине соединения. Во-вторых, в случае соединения склейкой элементов большой толщины для обеспечения безопасности и надежности все равно потребовалось бы введение дополнительного механического крепежа.

Согласно данным исследований по программе PABST при циклическом нагружении с нормальным уровнем максимальных напряжений и наличии трещины в одном из элементов (в обшивке или стрингере) клеевой шов обычно не повреждается. В этих случаях подкрепляющие элементы большой длины служат стопорами трещин. Если уровень на-

грузки достаточно высок, трещина может образоваться в другом элементе. В процессе статических испытаний на остаточную прочность клеевые швы обычно начинают расслаиваться, а затем расслаивание приостанавливается, указывая таким образом, что в конструкции имеются альтернативные пути перераспределения нагрузки. Эти дополнительные разрушения, следовательно, не являются катастрофическими, а возникающие повреждения легко обнаруживаются визуально и могут быть отремонтированы после очередного регламентного контроля.

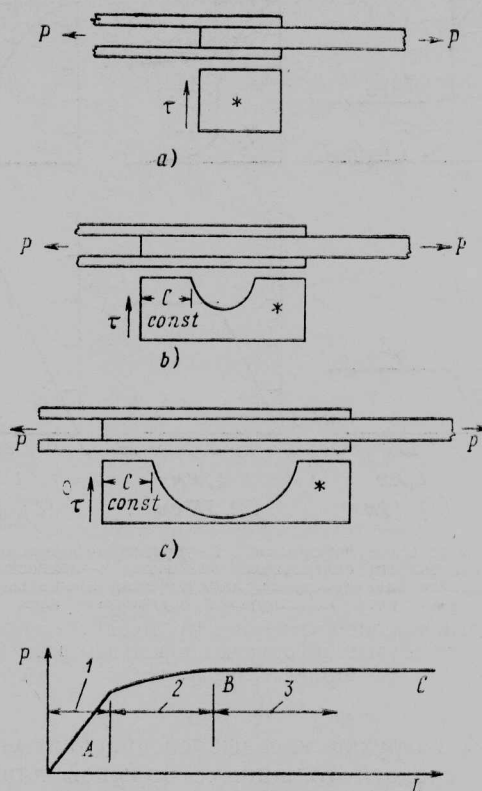
Успешное использование склейки для соединения стрингеров и несильных шпангоутов с обшивкой было продемонстрировано в процессе испытаний образцов панелей на сдвиг: разрушение происходило по стенке, а клеевое соединение обшивки с полкой стрингера оставалось неповрежденным, хотя складки на обшивке при потере устойчивости были достаточно глубокими. Такая форма разрушения была получена на большинстве образцов, и лишь в единичных случаях произошло расслоение по клеевому шву между обшивкой и полкой. Проблема выбора геометрии и соотношения толщин приклеиваемых к обшивке элементов является сложной задачей и, как показывает практика, во многом зависит от квалификации и опыта конструктора.

Используемые в программе PABST стрингеры Т- и J-образного сечения менее чувствительны к отслаиванию при сморщивании обшивки, чем L- и Z-образные, имеющие достаточно жесткие полки с одной стороны. Тем не менее, например, в конструкции самолета Фоккер F-27 успешно используются приклеенные с малым шагом Z-образные стрингеры, так как обшивка проектировалась из условий сохранения устойчивости при расчетных случаях нагружения. Такие условия работы обшивки применимы для фюзеляжей малого диаметра и неприемлемы для фюзеляжа большого диаметра, исследуемого по программе PABST.

В целом испытания мало- и средненагруженных образцов конструкций, проведенные по программе PABST, подтвердили эффективность клеевых соединений как по весовой отдаче, так и по характеристикам допустимой повреждаемости. Исключение заклепок, являющихся источниками трещин, и высокая прочность клеевых соединений, превышающая прочность соединяемых элементов, обеспечили натурному отсеку фюзеляжа высокую надежность, в процессе испытаний которого разрушений по клеевым швам не наблюдалось. Следует также отметить, что разрушение клеевых соединений происходило исключительно редко даже при испытаниях отдельных панелей, нагружаемых до разрушения.

ПРЕИМУЩЕСТВО МЕХАНИЧЕСКИХ СОЕДИНЕНИЙ В СИЛЬНОАГРУЖЕННЫХ КОНСТРУКЦИЯХ

Как уже отмечалось, основной причиной высокой эффективности клеевых соединений в мало- и средненагруженных конструкциях является их высокая несущая способность, превышающая прочность склеиваемых элементов. Но поскольку лимитирующая прочность клеевых соединений на срез пропорциональна корню квадратному из энергии дефор-



Влияние длины нахлеста на несущую способность клевого соединения

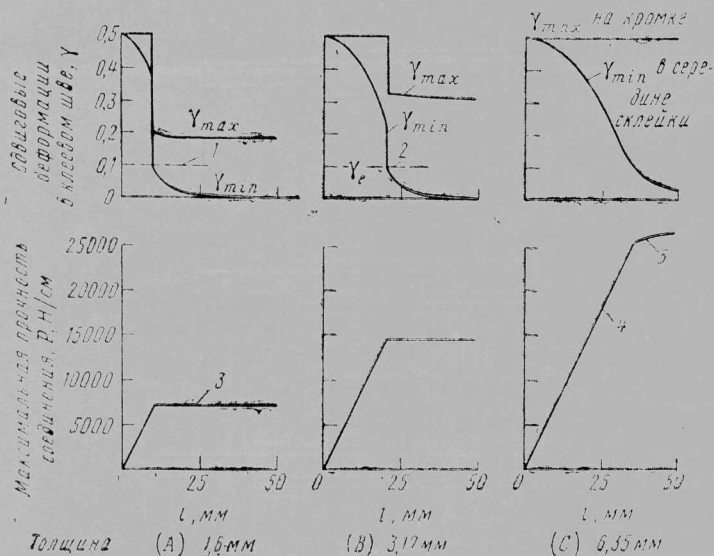
A—короткая длина нахлеста; B—средняя длина нахлеста; C—большая длина нахлеста
* — распределение напряжений в клеевом шве
1—полностью пластическая зона ($P \times L$); 2—переходная зона; 3—зона максимальной прочности (const)

Рис. 5. Влияние длины склейки на распределение напряжений в клеевом шве

мации клея и мало зависит от площади склейки, совершенно очевидно, что этот излишек в прочности исчезает с увеличением толщины соединяемых элементов. Прочность клевого соединения пропорциональна площади склейки лишь в случае малой длины нахлеста соединяемых элементов, так как несущая способность соединения определяется зоной пластической деформации, размеры которой являются постоянными и не зависят от длины нахлеста (рис. 5).

При больших значениях нахлеста, превышающих две длины пластической зоны, несущая способность клевого соединения практически сохраняется постоянной и превышает прочность склеиваемых элементов только в случае их малой толщины, как это показано на рис. 6, где приводятся данные испытаний образцов, склеенных эпоксидным клеем с температурой отверждения 121°C , аналогичным используемым в программе PABST.

При больших значениях толщин склеиваемых элементов несущая способность соединения ограничивается прочностью клевого шва (рис. 6, C). Влияние длины нахлеста в этом случае проявляется в интенсивном уменьшении напряжений и деформаций в клеевом шве в середине нахлеста. Однако для случаев, показанных на рис. 6, A и 6, B, величина максимальных и минимальных деформаций ограничена, и, следовательно, независимо от



1 — упруго-пластические деформации; 2 — упругие деформации; 3 — ограничение по прочности склеиваемых элементов; 4 — полностью пластическое поведение клея (нагрузка, лимитируемая площадью склейки); 5 — нагрузка, лимитируемая прочностью клея

Рис. 6. Влияние длины склейки и толщины соединяемых элементов на сдвиговые деформации в клеевом шве (при комнатной температуре)

величины нагрузки клеевые соединения элементов малой и средней толщины с большой длиной нахлеста не могут быть разрушены, так как не достигаются разрушающие деформации в клеевом шве. Тем не менее во время испытаний аналогичных образцов соединений с малой длиной нахлеста это условие не выполнялось, и разрушение происходило по клеевому шву. Исходя из этого в реальных конструкциях следует избегать клеевых швов с небольшой длиной склейки, если даже прикладываемая нагрузка меньше расчетной разрушающей.

С точки зрения безопасной повреждаемости клеевых соединений тонких и средней толщины элементов с большой длиной нахлеста (см. рис. 6, А и 6, В) нет необходимости для надежности вводить дополнительные заклепки (или винтовой крепеж), так как разрушение происходит по соединяемым элементам. В случае большой толщины соединяемых элементов (рис. 6, С) наблюдается обратная картина. Предположим, например, что номинальная величина расчетной нагрузки 790 кг/см , а длина нахлеста $50,8 \text{ мм}$, которая вполне удовлетворяет требованиям статической прочности при нагружении. Однако в случае наличия трещины в соединяемых элементах или местных дефектов в клеевом шве из-за перераспределения нагрузки ее местные значения в зоне кромок дефекта могут превышать 1790 кг/см , а в некоторых случаях и 2680 кг/см , т. е. величина нагрузки превышает несущую способность клевого соединения. Следовательно, клеевой шов может разрушиться по всей длине и, естественно, в этом случае для предотвращения катастрофического разрушения и повышения надежности клевого соединения должна быть предусмотрена установка дополнительного механического крепежа.

В клеомеханических соединениях почти невозможно одновременно и с равной эффективностью распределить нагрузку между клеевым швом и механическим крепежом, поскольку первый гораздо жестче. Однако, как рассматривалось ранее, такой

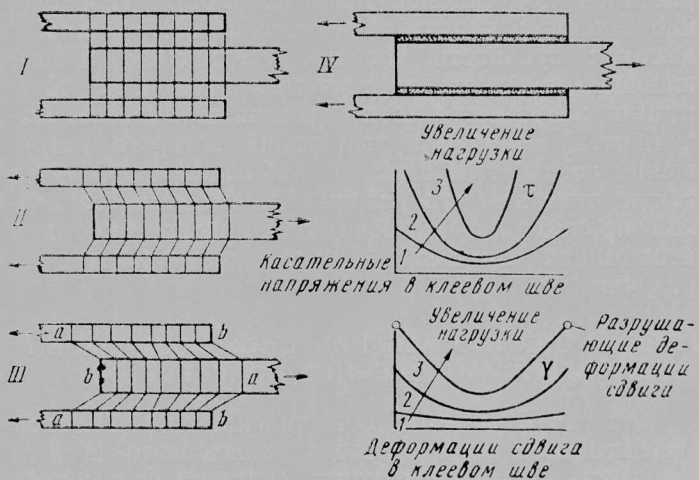
вид соединений представляется перспективным для элементов большой толщины. В этом случае механический крепеж будет установлен в зоне клевого шва с низким уровнем напряжений, поскольку более высокие нагрузки уже будет воспринять клеем, а поэтому значительно снизится вероятность усталостного разрушения. Комбинированные клеезаклепочные соединения успешно применяются в конструкции кессона крыла ряда истребителей и транспортных самолетов Англии, например в самолетах фирмы Конвэр.

Во время исследований клееных образцов сильнонагруженных конструкций по программе PABST имели место случаи, когда во время испытаний на длительную прочность разрушение происходило по клеевому шву при нагрузке, соответствующей пределу текучести соединяемых элементов, хотя при кратковременном нагружении образцы выдерживали нагрузку, рассчитанную по пределу прочности. Отсюда следует, что в случае длительной работы конструкции под нагрузкой напряжения от нее не должны превышать предела текучести. Однако нужно отметить, что в практике самолетных конструкций расчетными являются кратковременные нагружения, так как величина длительной нагрузки обычно очень мала и напряжения в элементах конструкции от нее значительно меньше предела текучести.

ФАКТОРЫ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ РАЗМЕРЫ КЛЕЕВЫХ СОЕДИНЕНИЙ

Как видно из рис. 5 и 6, для клеевых швов характерно неравномерное распределение касательных напряжений. Поэтому в исследованиях по программе PABST большое внимание было уделено проблеме рационального выбора длины склейки, т. е. длины нахлеста, как в случае соединений встык с накладками, так и в соединениях обшивки со стрингерами.

Рассмотрим случай соединения встык с двумя накладками, которое характеризуется симметричностью передачи нагрузки и сбалансированными жесткостями накладок с соединяемой обшивкой (рис. 7). Пики в передаваемой нагрузке по кром-



I — ненагруженное соединение; II — соединение с жесткими склеиваемыми элементами; III — соединение с упругими склеиваемыми элементами; IV — геометрия соединения

Рис. 7. Распределение касательных напряжений и деформаций в клеевом соединении

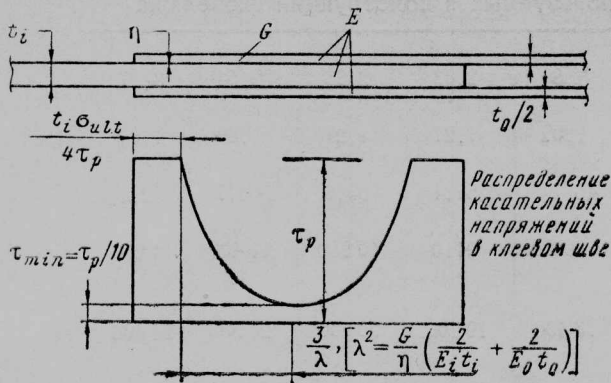


Рис. 8. Расчет клевого соединения встык с двумя накладками

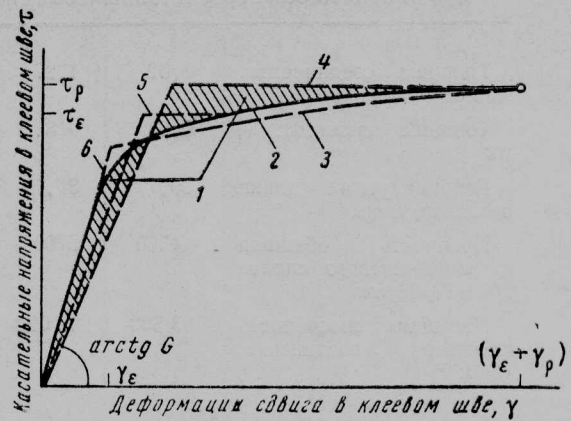
кам накладок возникают из условий совместности деформаций и обусловлены большими напряжениями в элементах в зонах «а» и малыми напряжениями в зоне «в». Мало нагруженную упругую зону в середине соединения не следует рассматривать как неэффективную и исключать ее из расчетов.

Указанная зона необходима прежде всего для гарантии требуемой долговечности клеевых соединений при воздействии внешней среды. Поэтому при выборе размеров клеевых швов для соединений, исследуемых по программе PABST, зона с пониженными напряжениями обязательно включалась (рис. 8), а расчетные случаи учитывали наихудшие условия внешней среды, т. е. воздействие высоких температур и влаги. Это ведет к увеличению ширины пластических зон из-за небольших значений допускаемых типовых касательных напряжений в клевом шве τ_{pa} с одновременным увеличением длины упругой зоны из-за малой величины модуля сдвига G .

Современные клеи характеризуются нелинейным поведением при нагружении (рис. 9), а поэтому при расчетах кривые деформирования могут быть представлены ломаными линиями. Кроме того, характеристики клеев сильно зависят от температуры и влажности окружающей среды (рис. 10). Поэтому для расчетов необходимо иметь различные экспериментальные данные, чтобы использовать их при расчете в соответствии с экстремальными эксплуатационными условиями.

Примеры рекомендуемых геометрических размеров для клеевых соединений встык с двумя накладками показаны в таблице при использовании клея FM-73 или аналогичных эпоксидных с температурой отверждения 121°C. В случае применения склейки для элементов большей толщины необходимо использовать более сложные соединения, например ступенчатые, которые широко применяются для склейки титановых элементов с композиционными материалами в конструкции оперения ряда истребителей.

Уменьшение средних касательных напряжений в клевом шве, показанное на рис. 7 и 8, является неизбежным и желательным. В клеевых соединениях существуют другие источники, снижающие эффективность, которые по возможности следует исключать. Примером может служить несбалансированная жесткость соединяемых элементов. Если



1—равные площади; 2—действительная диаграмма; 3—билинейная диаграмма; 4—упруго-пластическая модель; 5—упруго-пластическая модель для средних нагрузок; 6—упругая модель

Рис. 9. Моделирование нелинейности поведения клевого соединения

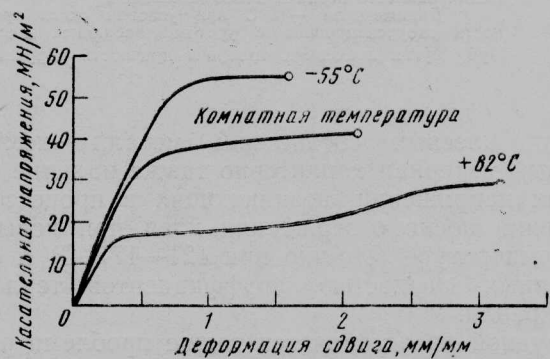
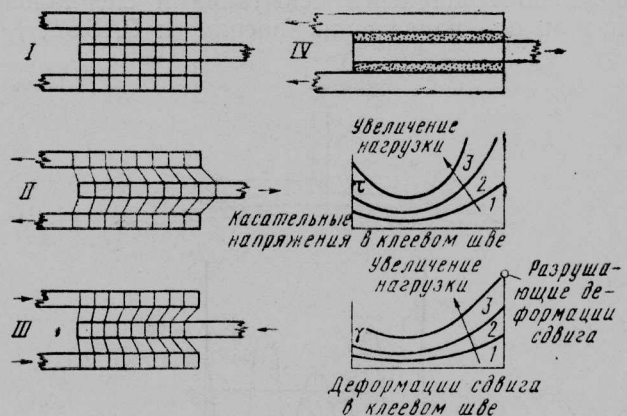


Рис. 10. Влияние температуры на диаграмму сдвига наэпоксидного клея с температурой отверждения 121°C

один из элементов имеет меньшую жесткость, передаваемая нагрузка не будет сбалансирована и в зоне одной кромки деформации достигнут критической величины быстрее, чем будет уравновешена передаваемая нагрузка в зоне другой кромки (рис. 11).

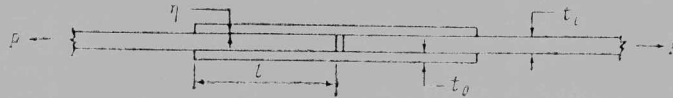


1—ненагруженное соединение; II—нагружение растяжением; III—нагружение сжатием; IV—геометрия соединения

Рис. 11. Влияние несбалансированных жесткостей соединяемых элементов на распределение деформаций и напряжений в клевом шве (зона в правой кромке является критической для II и III случаев нагружения)

Основные параметры клеевых соединений,, используемых в конструкции фюзеляжа

Толщина соединяемых элементов, t_1 , мм	1,02	1,27	1,60	1,80	2,03	2,28	2,54	3,17
Толщина накладок, t_0 , мм	0,63	0,81	1,02	1,02	1,27	1,27	1,60	1,80
Рекомендуемая длина нахлеста, l , мм*	30,7	36,1	42,7	46,7	51,1	55,9	60,7	72,1
Прочность обшивки из алюминиевого сплава 2024-T3, Н/см	4560	5700	7180	8090	9110	10 250	11 400	14 250
Несущая способность клеевого соединения, σ /см**	13 500	15 020	16 880	18 400	19 100	20 800	21 300	24 400



* Данные для 71°С и сухих условий или для 60°С и относительной влажности 100%, т. е. для условий, требующих наибольшей длины нахлеста. Условия нагружения — растяжение или сжатие. Давление в плоскости нахлеста незначительно изменится.

** Данные для -15°С при условии скола кромок в накладках при толщине более 1,27 мм. Несущая способность скорректирована с учетом дисбаланса жесткостей элементов соединения. Толщина клеевого шва η 0,13 мм. При других значениях толщины прочность корректируется с помощью коэффициента Γ η 0,13.

Для клеевых соединений металл — композиционный материал характерно также наличие остаточных напряжений, возникающих в процессе охлаждения после отверждения клея при повышенной температуре (обычно при 121—177°С) и обусловленных разностью коэффициентов теплового расширения.

Трудной представляется также проблема расчета отрывающих напряжений в клеевых соединениях с накладками, например, в оболочке фюзеляжа при действии внутреннего давления (рис. 12). Указанные напряжения распределены неравномерно по длине склейки и в основном являются сжимающими. Расчетная схема может быть представлена в виде балки на упругом основании. Но, как показала практика, даже несмотря на низкую прочность современных клеев на отрыв, эта проблема оказалась не такой серьезной с точки зрения разрушения клеевых соединений, что было подтверждено обширными испытаниями специальных образцов при проведении программы PABST.

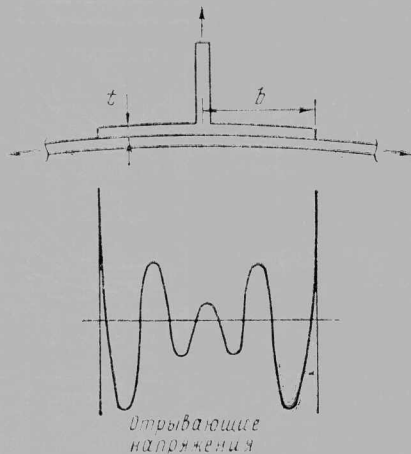


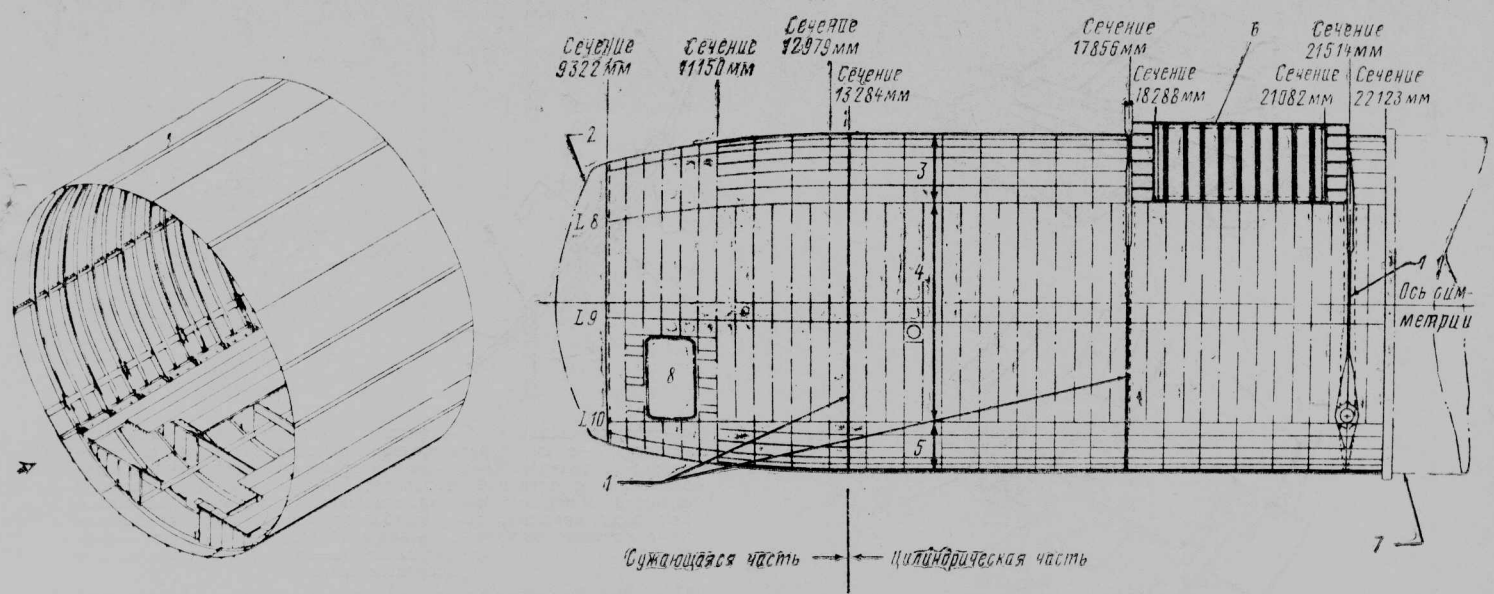
Рис. 12. Распределение напряжений в клеевом шве при отрыве стрингера (в случае больших значений b/t)

КЛЕЕВЫЕ СОЕДИНЕНИЯ В КОНСТРУКЦИИ ОТСЕКА ФЮЗЕЛЯЖА

В конструкции экспериментального отсека, представляющего собой носовую часть фюзеляжа военного-транспортного самолета типа УС-14 (рис. 13), используются три основных типа клеевых соединений.

Наибольшими по площади являются соединения стрингеров и шпангоутов с обшивкой, которые лишь в случае технологических стыков по силовым шпангоутом и лонжеронам выполнены с использованием механического крепежа. Кроме того, в некоторых панелях обшивки на клей установлены крупногабаритные усиливающие накладки, позволившие исключить трудоемкие операции химического фрезерования, используемого при изготовлении панелей с изменяемой толщиной из листовых материалов. Следующими по величине площади склейки являются продольные соединения обшивок встык с двумя накладками в пределах одной панели. В окружном направлении на клей установлена лишь одна накладка, расположенная в нижней части фюзеляжа (ниже уровня пола). Третий вид соединений представляет приклеенные по периметру панелей с помощью клея горячего отверждения усиливающие накладки, по которым затем происходит стыковка панелей с помощью соединительных накладок, устанавливаемых на механический крепеж. Такая конструкция позволяет повысить усталостные характеристики при одновременном уменьшении крепежных элементов. Следует отметить также, что во время испытаний нагрузка прикладывалась к панелям по периметру через элементы, выполненные многослойными клеевыми, и в процессе испытаний никаких проблем, связанных с разрушением (или повреждением) этих элементов, не возникало.

При разработке отсека были предусмотрены три варианта конструктивных решений, чтобы максимально использовать все возможности натуральных исследований и оценить их в одном образце. Каж-



1—поперечная накладка; 2—герметический шпангоут; 3—внутренние стрингеры с малым шагом; 4—внутренние стрингеры с большим шагом; 5—внешние стрингеры с малым шагом; 6—моделируемый центроплан крыла; 7—усиленная опорная конструкция; 8—вырез под дверь
 Рис. 13. Общий вид натурального отсека фюзеляжа (L8—L10 — номера стрингеров)

дый вариант решений имел преимущества в используемой зоне. В верхней части фюзеляжа стрингеры (и лонжероны) располагались с внутренней стороны оболочки, тогда как в нижней части — с внешней стороны, так как в этой части потери на сопротивление минимальные, а наличие гладкой внутренней поверхности обеспечивает хорошие условия для предотвращения коррозии. Боковые панели имели очень малое число стрингеров, и поэтому обшивка подкреплялась промежуточными шпангоутами, что позволило минимизировать число узлов перестыковки стрингеров (лонжеронов) со шпангоутами. Схема расположения приклеиваемых накладок и технологических стыков с указанием толщины обшивки приведена на рис. 14.

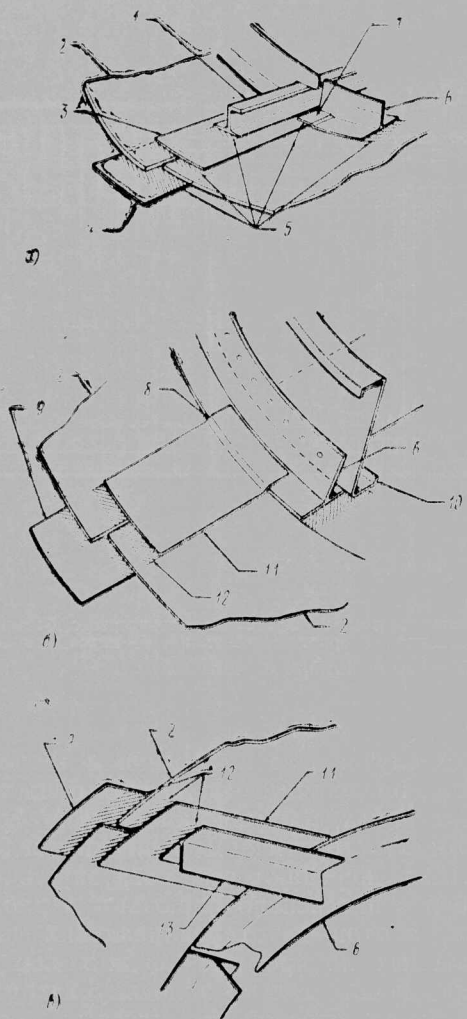
Во всех случаях, за исключением технологических стыков, продольные соединения обшивок были выполнены встык с двумя накладками (рис. 15). При таком конструктивном решении соединительные накладки передают всю нагрузку и, следовательно, более интенсивно включают в работу клеевой шов в отличие от усиливающих накладок, приклеиваемых по кромкам соединяемых элементов и передающих только половину нагрузки. Высокая несущая способность клеевых соединений встык с двумя накладками была подтверждена серией испытаний образцов при нагрузках, значительно превышающих нормальные (рассчитанные по пределу текучести материалов), и в условиях воздействия влаги и температуры.

Сечение 9322 мм	Сечение 13284 мм	Сечение 17856 мм	Сечение 21514 мм	Сечение 22123 мм	
В 1,27	1,27	В 1,27	1,27		L-13
М 1,27	1,27	М 1,80	1,80	М 1,80	
В 1,27	1,27	В 1,80	1,80	В 1,80	L-9
М 1,27	1,27	М 1,80	1,80	М 1,80	
В 1,27	1,27	В 1,80	2,62	В 1,80	L-8
М 1,27	1,52	М 1,80		М 2,03	Ось симметрии
В 1,27	1,52	В 1,80		В 1,80	
М 1,27	1,52	М 1,80		М 2,03	L-8
В 1,27	1,27	В 1,80	2,62	В 1,80	
М 1,27	1,27	М 1,80	1,80	М 1,80	L-9
В 1,27	1,27	В 1,80	1,80	В 1,80	
М 1,27	1,27	М 1,80	1,80	М 1,80	L-13
В 1,27	1,27	В 1,27	1,27		

Рис. 14. Распределение толщин обшивки в натурном отсеке фюзеляжа (размеры в миллиметрах, обшивка из алюминиевого сплава 2024-T3; В — клеевые соединения; М — механические соединения; L-8 — L-13 — номера стрингеров)

Соединение обшивок по технологическим стыкам проводилось внахлест с использованием усиливающих накладок, склейки и механического крепежа (рис. 16), при этом число крепежа было вдвое меньше, чем в случае только заклепочных соединений. Соединения внахлест имеют преимущество также в том, что при сборке исключается необходимость подгонки панелей по контуру, в результате которой нарушаются защитные покрытия (анодирование и грунтовка), и в этих зонах обычно начинается коррозия. Хотя в клеомеханических соединениях клей использовался в основном для повышения прочности и усталостной долговечности, все же общий объем использования склейки для силовых соединений в отсеке фюзеляжа достаточно велик (см. рис. 14).

При проектировании как клеомеханических, так и клеевых соединений исходили из условия, что 100% нагрузки должно восприниматься клеевым швом. Высокая несущая способность клеевых соединений, включая соединения накладками между обшивкой и полками шпангоутов, работающие на отрыв, была подтверждена испытаниями панелей и натурального отсека фюзеляжа. Однако отмечается, что для обеспечения большей надежности клеевых соединений должны быть разработаны уточненные методы расчета.

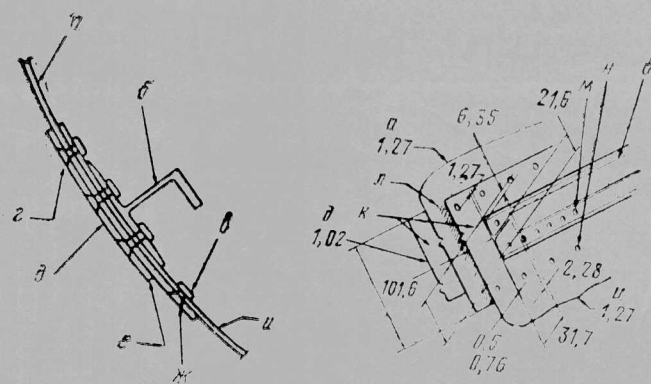


а—продольные соединения обшивки естык с двумя накладками; б—соединение в зоне пересечения накладок со шпангоутом в цилиндрической части; в—соединения в зоне сужающейся (шпсовой) части
 1—стрингер; 2—обшивка; 3—внутренняя накладка; 4—наружная накладка; 5—поверхности склейки; 6—пояс шпангоута; 7—подсечка полого шпангоута; 8—подсечка; 9—непрерывная наружная накладка; 10—шпангоут; 11—сегментированная внутренняя накладка; 12—клей; 13—внешний соединительный профиль (приклеен к поясу шпангоута и к накладке)
 Рис. 15. Типовые соединения в конструкции натурного отсека фюзеляжа

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ ПО ПРОГРАММЕ РАВСТ

Наиболее важными результатами исследований клееных конструкций являются значительное уменьшение числа случаев возникновения усталостных трещин (см. рис. 1) и более легкие формы разрушения при наличии усталостных трещин. В отношении клееных соединений сделаны два вывода. Во-первых, поведение соединений внахлест большой длины отличается от поведения образцов с малой длиной нахлеста. Во-вторых, клееные соединения в конструкции не очень чувствительны к дефектам в клеевых швах, а применяемая ранее техника ремонта отрицательно влияет на долговечность клееных конструкций. В большинстве случаев вообще не следует проводить ремонт.

Основное отличие клееных соединений с большой длиной нахлеста заключается в том, что они не разрушаются по клеевому шву. При малой длине нахлеста для клееного шва характерно почти



а—верхняя обшивка; б—стрингер (приклеен к внутренней обшивке); в—в сильнонагруженной обшивке заклепки не с потайной головкой; г—в сильнонагруженной обшивке накладке заклепки с потайной головкой; д—накладка (приклеена к внешней обшивке); е—накладка снижает нагрузку во внешнем ряду крепежа; ж—в слабонагруженной обшивке заклепки с потайной головкой; и—нижняя обшивка; к—клей; л—герметик; м—полный ряд заклепок; н—заклепки установлены с удвоенным шагом

Рис. 16. Типовое клееклепаное соединение по продольному технологическому разрезу (размеры в мм)

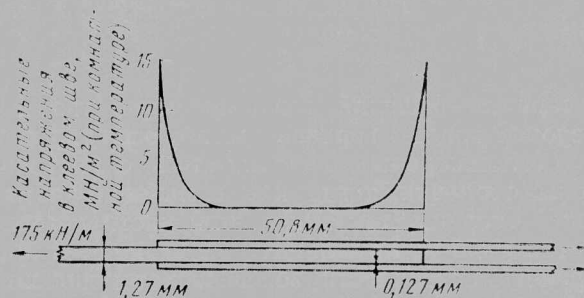


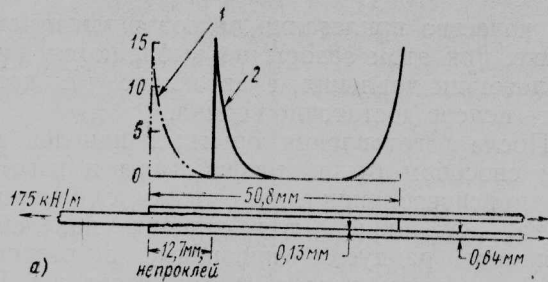
Рис. 17. Распределение напряжений в клеевом соединении

равномерное распределение деформаций сдвига, при этом их минимальная величина близка к разрушающим. Это приводит к тому, что разрушение происходит от ползучести клея. При большой длине нахлеста ползучесть в средней части (по длине) отсутствует, а максимальная величина деформации клея в зоне кромок ограничивается упругими деформациями соединяемых элементов.

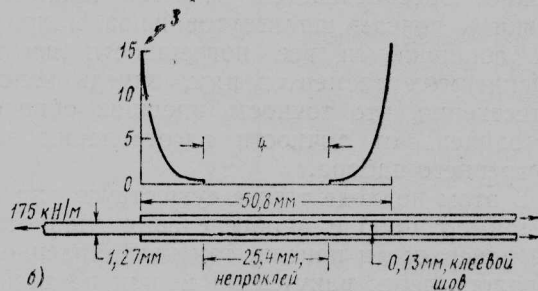
При снятии нагрузки под действием упругих деформаций в зоне кромок более жестких соединяемых элементов снимаются и деформации сдвига в клею, и соединение возвращается в первоначальное состояние. Поэтому при малоцикловых испытаниях (продолжительность цикла 0,5—1,0 ч) клееные соединения с большой длиной нахлеста выдерживали без разрушения до 10^4 циклов, тогда как подобные образцы с малой длиной нахлеста разрушались после нескольких сот циклов при значительно меньшем уровне нагрузки. Тем не менее при проведении исследований клееных соединений необходимо испытывать образцы с нахлестом как большой, так и малой длины: образцы с малой длиной нахлеста — для определения механических характеристик клеев и их деградации под воздействием внешней среды, а с большой длиной нахлеста — для оценки усталостной долговечности с моделированием воздействия окружающей среды.

При испытании образцов соединений следует учитывать также характер нагружения, так как можно получить самые противоречивые результаты. Например, как уже отмечалось, малоцикловая

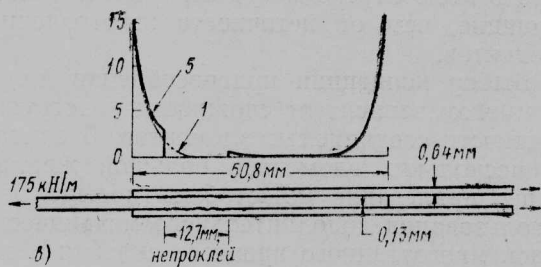
Касательные напряжения в клеевом шве, $\text{МН}/\text{м}^2$ (при комнатной температуре)



Касательные напряжения в клеевом шве, $\text{МН}/\text{м}^2$ (при комнатной температуре)



Касательные напряжения в клеевом шве, $\text{МН}/\text{м}^2$ (при комнатной температуре)



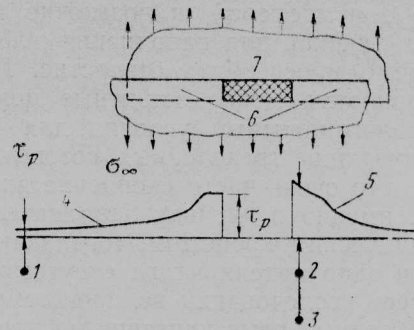
а—непроклей в зоне кромки; б—непроклей в центре соединения;
в—непроклей смещен от центра соединения
1—распределение напряжений без дефекта; 2—перемещение пика напряжений к кромке непрочлея; 3—незначительные изменения в величине напряжений, обусловленные наличием непрочлея в центре соединения; 4—отсутствие напряжений в зоне непрочлея; 5—распределение напряжений с непрочлеем (небольшое изменение в пиковой величине)

Рис. 18. Влияние дефектов на распределение напряжений в клеевом соединении

усталостная долговечность образцов с малой длиной нахлеста измеряется несколькими сотнями циклов, тогда как при нагружении с частотой 30 Гц эти же образцы выдерживают без разрушения до 10^7 циклов.

Большое внимание при исследовании клеевых соединений уделялось проблеме чувствительности к дефектам (типа непрочлея) в клеевых швах. Во время испытаний образцов типовых соединений, используемых в отсеке фюзеляжа, максимальная величина касательных напряжений в клеевом шве обычно не превышала половины предела прочности даже при нагрузках, значительно превышающих нормальную величину при действии эксплуатационного избыточного давления в фюзеляже (рис. 17).

При наличии непрочлея в клеевом шве величина пиковых напряжений практически не менялась (рис. 18), так как из-за большей податливости участков соединений с непрочлеем нагрузка перераспределялась на смежные слабонагруженные участки клеевого шва, т. е. участки с дефектами разгружались. Естественно, что сопротивляемость ползучести при наличии дефектов в клеевом шве обеспечивается смежными (примыкающими) участками.



1—напряжения в клеевом шве и в обшивке малы, и расслоение не увеличивается; 2—если напряжения в обшивке больше предела текучести до появления расслоения, повреждение увеличивается; 3—если клеевой шов не разрушился, возможно наличие усталостной трещины в обшивке; 4—напряжения в клеевом шве; 5—напряжения в обшивке; 6—клеевое соединение; 7—дефект

Рис. 19. Перераспределение нагрузки в клеевом соединении с дефектом

Даже в случае значительного непрочлея (рис. 19) перераспределение нагрузки сказывается более отрицательно на склеиваемых элементах, чем на клеевом шве. Согласно рис. 6, А и 6, В при наличии непрочлея по всей длине нахлеста максимальные деформации в клеевом шве ограничиваются прочностью склеиваемых элементов, и их величина гораздо меньше разрушающих. С другой стороны, из рис. 6, С следует, что такое перераспределение нагрузки может привести к разрушению в случае соединения элементов большой толщины, и, следовательно, соединение должно быть усилено механическим крепежом, так как разрушение произойдет по клеевому шву, а не по соединяемым элементам.

Наличие больших по величине пиковых напряжений в зоне кромок привело к тому, что в программе PABST для оценки клеевых соединений при проведении контроля использовался двухуровневый критерий с повышенными требованиями к качеству по кромкам. Необходимость пересмотра используемых ранее критериев для оценки качества клеевых соединений была также обусловлена их нечувствительностью к достаточно большим размерам непрочлея в случае соединений, в которых несущая способность клея выше, чем соединяемых элементов.

Вполне естественно, что непрочлея или расслоения со стороны кромок должны быть загерметизированы, чтобы исключить проникновение влаги, приводящей к коррозии или к увеличению расслоения при циклическом воздействии холода и тепла, т. е. при замерзании и оттаивании. Кроме того, любой дефект, если он не выходит к кромкам, часто целесообразнее оставить в покое до тех пор, пока он не достигнет критических размеров из условий местной потери устойчивости обшивки в зоне дефекта, что может привести к дальнейшему быстрому росту дефекта под действием возникающих в этом случае нормальных (отрывающих) напряжений в клеевом шве.

Существуют две основные причины не проводить ремонт таких дефектов. Во-первых, если дефект не выходит к кромке, то величина перераспределяемой нагрузки незначительна (см. рис. 17). Во-вторых, при проведении ремонта дефект будет

сообщаться с атмосферой и возможно проникновению влаги, так как для заполнения дефекта клеем необходимо просверлить отверстие. При сверлении нарушаются также защитные покрытия, и создаются благоприятные условия для коррозии. Опыт эксплуатации трехслойных стеновых панелей показывает, что очень часто скопление влаги обнаруживается именно в ячейках заполнителя, смежных с механическим креплением, тогда как в оставшейся части заполнителя влага отсутствует.

В процессе исследований по программе PABST были разработаны новые критерии на допускаемые дефекты (непроклей и пористость) в клеевых соединениях, которые не использовались при приемке и отбраковке. Эти критерии оказались менее жесткими по сравнению с ранее существовавшими, поскольку используемые улучшенные методы подготовки поверхности под склейку и модифицированные системы клеев, стойкие к длительному воздействию окружающей среды, обеспечивают клеевым соединениям высокую надежность. Тем не менее существует одна серьезная проблема — это проблема контроля клеевых конструкций в процессе эксплуатации, поскольку при обнаружении дефекта в клеевом соединении методами неразрушающего контроля пока еще нет возможности установить время возникновения дефекта: в процессе изготовления или при эксплуатации.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВЫСОКОГО КАЧЕСТВА КЛЕЕВЫХ СОЕДИНЕНИЙ

Одним из главных условий при решении проблемы контроля за образованием и ростом расслоений в клеевых соединениях в процессе эксплуатации является обеспечение качественных (бездефектных) клеевых швов при изготовлении. Это условие легко выполнимо, если контактирующие поверхности склеиваемых элементов хорошо сопряжены. Большое значение при визуальном контроле соединения хорошо подогнанных элементов после склейки имеют внешний вид и форма клеевой галтели по кромкам, указывающие на возможный непрочный и качество адгезии клея. Остальные критерии контроля имеют гораздо меньшее значение.

При выполнении программы PABST большое внимание уделялось разработке оснастки для склейки и технологичности проектируемых конструкций, от которых в основном зависело качество клеевых соединений. На первом этапе исследований была выбрана концепция оснастки для склейки с базированием по наружному контуру панелей, при этом оснастка должна была быть универсальной при любом расположении подкрепляющих элементов внутреннего набора.

Однако такая концепция оказалась неудовлетворительной по двум причинам. Во-первых, в этом случае необходимо применение индивидуальных для каждой панели фиксирующих и прижимных устройств для элементов внутреннего набора (стрингеров, шпангоутов, накладок, фитингов и т. д.), а также отсутствует возможность контроля положения соединяемых обшивок и внешних накладок, которые, в свою очередь, приподнимают обшивку над приспособлением и изменяют радиус кривизны внутренней поверхности. Вторая, и основная, причина заключается в том, что, несмотря на ручную доводку, не удается обеспечить требуе-

емое качество прилегания поясов шпангоутов к обшивке, при этом зазоры не выбираются даже при приложении давления в автоклаве, так как жесткость поясов достаточно велика.

После изготовления опытных панелей указанным способом были разработаны и изготовлены два приспособления для склейки с базированием по каркасу: одно — для склейки панелей с постоянным радиусом кривизны, а второе — для склейки панелей носовой части фюзеляжа. При использовании приспособлений с базированием по каркасу обеспечивается хорошее прилегание обшивки к поясам шпангоутов из-за малой жесткости обшивки, и все погрешности изготовления склеиваемых элементов идут внутрь конструкции. Естественно, что точность внешних обводов панели зависит от точности изготовления элементов внутреннего набора.

В этом подходе также существует ряд проблем. Например, проблема обеспечения гладкости внешней поверхности панели, так как давление прикладывалось через вакуумный мешок по всей панели, с внутренней стороны которой имеется разнотолщинность из-за наличия всевозможных подкреплений и накладок. Отклонения от теоретического контура в этом случае могут быть даже большими по величине, чем от неточности изготовления самих элементов.

Выбор концепции приспособления для склейки во многом зависит от сложности конструкции и от жесткости соединяемых элементов. В случае склейки нескольких элементов большой жесткости хорошее прилегание может быть достигнуто за счет использования дополнительного механического крепления, многоэтапного процесса склейки и т. д. Кроме того, в некоторых случаях целесообразно использовать приспособления с местным приложением давления и нагревом в зоне склейки.

Проведенные исследования клеевых силовых конструкций по программе PABST позволили сделать ряд выводов.

1. Клеевые соединения значительно эффективнее механических, когда несущая способность клеевого шва превышает несущую способность соединяемых элементов.

2. Если несущая способность соединяемых элементов выше, чем клеевого шва, необходима установка механического крепления даже в случае, если клеевое соединение выдерживает действующую нагрузку.

3. Приклейка полок шпангоутов к обшивке способствует задержке роста и изменению направления усталостных трещин в обшивке по сравнению с обычной клепаной конструкцией. В результате уменьшаются размеры площади конструкции с повреждением, снижаются степень разгерметизации и вероятность катастрофического разрушения.

4. Правильно спроектированные клеевые соединения малочувствительны даже к большим по размерам дефектам в клеевых швах, таких как непроклей, что снижает необходимость проведения ремонтов в процессе эксплуатации, которые уменьшают долговечность соединений из-за нарушения защитных покрытий.

5. Поведение образцов клеевых соединений с малой длиной нахлеста значительно отличается от поведения соединений в реальных конструкциях с

большой длиной нахлеста. Поэтому получаемые результаты испытаний образцов для каждого типа соединений должны быть тщательно проанализированы.

6. Клеевые конструкции требуют большей взаимовязки при проектировании с выбором методов изготовления элементов и разработкой оснастки и приспособлений для склейки, чем в случае клепанных конструкций, что связано с обеспечением более точной подгонки соединяемых элементов, жесткость которых иногда не позволяет выбрать зазоры за счет давления в автоклаве.

7. Рациональное проектирование клеевых соединений может быть осуществлено достаточно

просто с введением ограничений на величину максимальных и минимальных напряжений сдвига в клеевом шве.

8. Исходя из общих положительных результатов, полученных по программе PABST, следует, что клеевые конструкции найдут самое широкое применение в будущем поколении самолетов, при этом выигрыш будет получен не только за счет повышения прочностных и усталостных характеристик, но и за счет снижения стоимости изготовления.

Референты *Г. Л. Кожевникова,*
Е. П. Толстобров.

Редактор *Е. П. Толстобров.*

«ТИ», ОНТИ ЦАГИ, 1984, №16, 1—32.

Редакционная коллегия: **Г. В. Александров, Е. С. Вожаев, Г. Е. Даньшина** (секретарь), **В. Е. Денисов, Р. Д. Иродов,**
А. Г. Мунин, Е. И. Гужицкий (председатель), **В. М. Фролов.**

Технический редактор **В. Н. Добровольская**

Корректор **И. И. Паскалов**

Сдано в набор 19.07.84.

Подписано в печать 24.09.84.

Формат бумаги 60×90¹/₈.

Типографская № 1.

Литературная гарнитура.

Высокая печать.

Бум. л. 2,0.

Усл. печ. л. 4,0.

Уч.-изд. л. 5,11.

Тираж 2872 экз.

Цена 70 коп.

Типография ЦАГИ. Зак 2023.

