

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Особенности разработки углепластиковых конструкций для до- звуковых коммерческих самолетов	1
Применение углепластиков в конструкции военных самолетов . .	5
Повышение эффективности алюминиевых сплавов	10
Разработка углепластикового киля для самолета А300	15
Методы соединения элементов конструкций	22

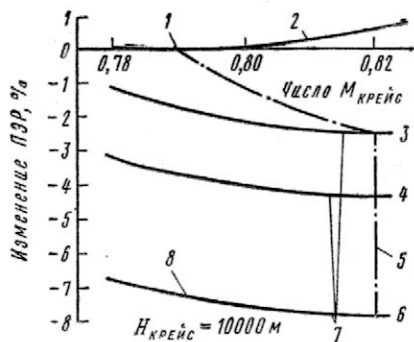
УДК 620.22—419.8:629.7

ОСОБЕННОСТИ РАЗРАБОТКИ УГЛЕПЛАСТИКОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ ДЛЯ ДОЗВУКОВЫХ КОММЕРЧЕСКИХ САМОЛЕТОВ*

Результаты предварительных исследований по оценке экономической эффективности коммерческих самолетов, выражаемой через прямые эксплуатационные расходы (ПЭР), показывают, что наибольшие возможности для улучшения этого показателя связаны с применением перспективных композиционных материалов, а особенно углепластиков (рис. 1). При оценке повышения эффективности самолета были дополнительно рассмотрены такие технические усовершенствования и достижения, как высокоскоростное крыло и система

ствия, присущих анизотропным материалам, из условий аэроупругости и обеспечения требуемого распределения изгибной и крутильной жесткостей по крылу.

Большое влияние на ПЭР оказывает стоимость конструкции, что также учитывалось при анализе эффективности (рис. 2). В этом случае стоимость изготовления углепластиковых конструкций была принята в 1,4 раза больше, чем из алюминиевых сплавов, и, следовательно, общая стоимость углепластиков элементов оказалась равной или даже

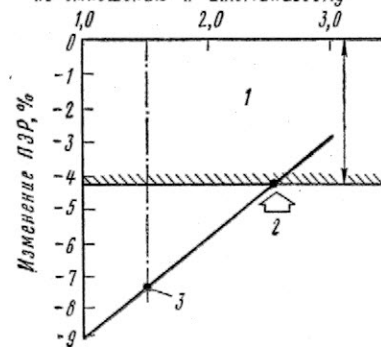


1—исходная точка базового проекта самолета; 2—проект самолета с усовершенствованным крылом; 3—крыло из легких сплавов; 4—крыло из легких сплавов с системой снижения нагрузки; 5—оптимальный вариант самолета; 6—углепластиковое крыло с системой снижения нагрузки; 7—«наиболее перспективный»; 8—исходный проект самолета с усовершенствованным крылом $\Delta MDR = 0,04$

Рис. 1. Снижение эксплуатационных расходов при использовании технических достижений

повышения устойчивости и снижения нагрузки на крыло. Исходный проект базового самолета, используемый для сравнения, являлся типичным для нового поколения пассажирских самолетов, вводимых в настоящее время в эксплуатацию, и имел оптимальные геометрические размеры. Углепластиковое крыло имело большее удлинение, чем в базовом варианте, за счет компоновки структуры обшивки с учетом эффектов упругого взаимодей-

Относительная стоимость единицы веса конструкции углепластикового крыла по отношению к алюминиевому



1—снижение ПЭР за счет усовершенствованного крыла и системы снижения нагрузки; 2—точка безубыточного перехода к углепластиковому крылу; 3—при расчетных допущениях

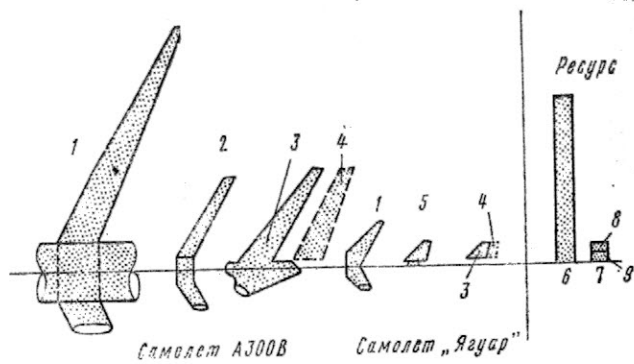
Рис. 2. Влияние стоимости конструкции крыла на прямые эксплуатационные расходы

большой. Но учитывая общую тенденцию снижения стоимости композиционных материалов, можно предположить, что в ближайшем будущем стоимость углепластиков достигнет приемлемого уровня, а объем их применения будет связан с решением таких проблем, как технологичность, эксплуатационные свойства и ремонтпригодность.

Исследованиями конструкций из композиционных материалов в настоящее время применяются все основные фирмы США и стран Западной Европы. Так, фирма BAe (Англия) на заводе в Уэйбридже ведет работы с углепластиковыми элементами более 10 лет. Основным эффектом от композиционных материалов

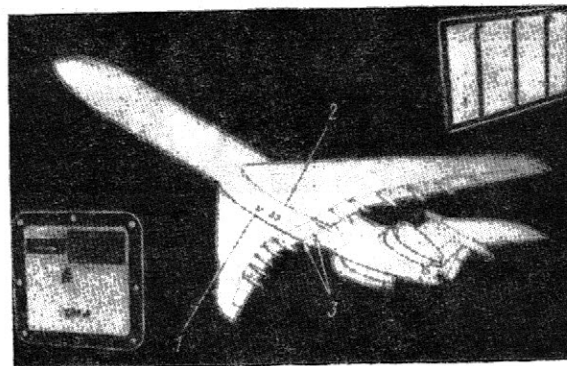
* Kitchenside A. W. Engineering aspects of composite structures for civil aircraft.

Aeronautical Journal, 1980, v. 84, VII, N 834, p. 204—209.



1—крыло; 2—горизонтальное оперение; 3—киль; 4—руль направления; 5—стабилизатор; 6—гражданский; 7—военный; 8—учебно-тренировочный; 9—штурмовик

Рис. 3. Требования к гражданским и военным самолетам



1—панели первого типа; 2—панели второго типа; 3—створки ниши основного шасси

Рис. 4. Исследование углепластиковых панелей в эксплуатационных условиях на самолете VC.10

связан с использованием их в силовой конструкции, к которой, в отличие от конструкции военных самолетов, предъявляются высокие требования по ресурсу, надежности и живучести, если еще дополнительно учесть большие геометрические размеры агрегатов (рис. 3). В этом плане работа конструкции военных самолетов, особенно сверхзвуковых, связана с решением ряда присущих им проблем, обусловленных наличием высоких температур, влажности и коррозионных условий, которые вызывают дополнительную деградацию характеристик материалов при длительной эксплуатации.

Основная цель проводимых фирмой ВАе исследований — разработка промышленной технологии изготовления углепластиковых конструкций и подготовка высококвалифицированных специалистов. В результате такого подхода по контракту с фирмой Роллс-Ройс были разработаны углепластиковые створки гондолы двигателя RB.211, которые находятся в серийном производстве. Проведенные исследования позволили выявить некоторые технические аспекты и особенности разработки углепластиковых конструкций для коммерческих самолетов, которые кратко рассматриваются ниже.

В предшествующих разработках на фирме ВАе применялись углепластики на основе однонаправленных лент и полимерных связующих с температурой полимеризации 177°C типа Файбрэдикс 914, Шелл DX 210, Коуд 69 и НС 3501. Компоненты, входящие в углепластик, перед применением проходили тщательный лабораторный контроль на соответствие требованиям и условиям поставки, что является довольно дорогостоящим, но необходимым мероприятием. В процессе исследований усовершенствование связующего должно быть направлено, в первую очередь, на решение таких проблем, как улучшение характеристик вязкости разрушения, снижение чувствительности к концентраторам напряжений, улучшение стойкости к воздействию влаги и внешней среды, повышение межслойной прочности, увеличение допусков на отклонения в режиме полимеризации, обеспечение необходимой адгезии для ручной и автоматизированной выкладки, снижение температуры полимеризации до 100°C с целью предотвращения растрескивания, упрощения оснастки, уменьшения энергетических затрат, сокращения времени изготовления и т. п. Новые системы связующего долж-

ны быть совместимыми с различными видами наполнителя, т. е. как с лентами, так и с тканями, что позволит использовать в конструкции различные формы полуфабрикатов и заготовок и упростить технологию изготовления.

Особое место в программах исследований занимает проблема старения углепластиков в эксплуатационных условиях. Фирма ВАе на самолете Супер VC.10 авиакомпании Бритиш Эруэйз установила 10 различных углепластиковых панелей, изготовленных из препрега на основе однонаправленной ленты НС 3501/HT-1 с эпоксидным связующим. Оценка проводится на двух типах панелей (рис. 4). Первый тип панелей размерами 240×240 мм выполнен толщиной 2 мм с однонаправленной укладкой. В панелях второго типа размерами 350×500×1 мм используются углепластиковые обшивки с укладкой ±45°, подкрепленные алюминиевыми профилями. Панели периодически снимаются и проходят неразрушающий контроль. Максимальный налет одной панели превышает 2500 полетов или 10 000 ч. Незначительная деградация характеристик наблюдалась пока только на трех панелях после 2200 полетов или 9000 ч, при этом уровень влагосодержания составлял 0,5—0,8%. Аналогичные исследования проводятся по другой программе, по которой на самолете «Трай-дент» авиакомпании Бритиш Эруэйз установлены углепластиковые эксплуатационные лючки и панели на дефлекторе закрылка.

Первым демонстрационным агрегатом из композиционных материалов, изготовленным на заводе в Уэйбридже, была центральная секция руля направления самолета Супер VC.10. Два образца углепластикового руля направления установлены на самолетах, находящихся в эксплуатации на регулярных линиях авиакомпании Бритиш Эруэйз. За 20 месяцев эксплуатации налет первого руля превысил 5860 ч в 1430 полетах. Конструктивно панели руля направления размерами 2,1×0,66 м выполнены трехслойными с углепластиковыми обшивками на основе однонаправленной ленты DX 210/HT-S и с неметаллическим сотовым наполнителем и пленочным клеем. Общая толщина панели 23 мм. Изготовление панелей и отдельных элементов проводилось автоклавным методом. Для усиления в зонах установки различных кронштейнов и клепаных швов соединения к металлическому каркасу использовались стеклополиимидные

накладки. Снижение трудоемкости сборочных работ проводилось за счет использования метода совместной полимеризации, например, для одновременной полимеризации обшивок и склейки с соевым наполнителем. Клепка осуществлялась алюминиевыми заклепками авдель, устанавливаемыми с полисульфидными компаундами для предотвращения электролитической коррозии. Проверка летных образцов, включающая визуальный осмотр и неразрушающий контроль, проводится каждые 8—9 месяцев. Первые два регламентных осмотра не выявили каких-либо признаков деградации характеристик.

В 1976 г. фирма ВАе сначала самостоятельно, а затем по контракту фирмы Роллс-Ройс начала разработку створок гондолы двигателя RB.211. Цель начальных исследований — снижение веса конструкции. Створки имеют диаметр 2,5 м и длину 1,4 м. Были изготовлены пять комплектов створок для статических, усталостных, стендовых и летных испытаний. Конструктивно створки выполнены трехслойными с углепластиковыми обшивками на основе волокна Т300 и эпоксидного связующего 914 С. Склейка обшивок с алюминиевым соевым наполнителем осуществляется клеем BSL 319А с применением автоклавного метода. Приклейка различных диафрагм, титановых втулок в крепежных отверстиях и т. п. проводилась с использованием различных пружинных фиксаторов и местного подогрева. Клеевые соединения в некоторых зонах подкреплялись клепкой. Снижение веса конструкции створок на один двигатель составило 33 кгс при весе металлического комплекта 123 кгс. Углепластиковые створки взаимозаменяемые с металлическими. Два комплекта створок установлены на самолете «Тристар», налет первого комплекта превысил 3200 ч. Следует отметить, что створки являются одними из самых крупногабаритных углепластиковых конструкций в коммерческих самолетах и находятся в серийном производстве.

Эффективность промышленного выпуска углепластиковых конструкций во многом определяется степенью автоматизации процессов, а особенно операций по выкладке препрегов. Несколько лет назад на заводе в Уэйбридже был построен прототип укладочной машины для выкладки однонаправленной ленты на плоском столе. Последующие доработки машины включали автоматизацию обрезки препрегов и выкладку на оправки двойной кривизны. Работоспособность укладочной машины была продемонстрирована при изготовлении обшивок створок гондолы двигателя RB.211 и в настоящее время исследуется возможность ее использования в серийном производстве.

Большое внимание уделяется автоматизации операций раскрой и обрезки препрегов и заполимеризованных деталей. В этом направлении исследуются различные методы, включая резку струей воды под давлением до 4000 кгс/см², механическую резку с помощью алмазного инструмента и т. п. В настоящее время раскрой и резка незаполимеризованных материалов и препрегов осуществляется ножами на стеклянных плитах, а заполимеризованных — с помощью дисковых пил с алмазной крошкой. Сверление и зенковка выполняются с помощью инструмента, имеющего кар-

бидные режущие кромки. Применительно к углепластикам оценка метода резки с помощью струи воды под высоким давлением дала хорошие результаты для незаполимеризованных препрегов и тонколистовых заполимеризованных обшивок, хотя в последнем случае скорость резания часто была намного меньше, чем при механической резке. Были опасения в отношении ухудшения характеристик углепластиков из-за влагопоглощения эпоксидными связующими при резке водой незаполимеризованных препрегов. Проведенные впоследствии испытания на межслойный сдвиг, прочность при котором определяется матрицей, не подтвердили этого опасения. Резка водой также имеет ряд преимуществ, связанных с малым отходом материала, что особенно важно при высокой стоимости углепластиков.

При резке и обработке деталей и обшивок с помощью механических методов, которые особенно эффективны при использовании алмазного режущего инструмента, возникает проблема пылеобразования, усложняемая опасностью замыкания при попадании взвешенной пыли в электрооборудование. Эта проблема, однако, разрешима и для ее устранения могут быть использованы фильтрующие устройства с соответствующими системами вытяжки.

Большие расходы при производстве углепластиковых конструкций, как и из любых композиционных материалов, связаны с проведением контроля качества. Эти операции также подлежат автоматизации. Оценка различных методов неразрушающего контроля, включая импедансный, ультразвуковые эхо-метод и теневой, рентгеноскопический и др., была проведена на заводе в Уэйбридже как на образцах элементов, так и на конструкциях. На основе полученных данных были разработаны стандарты на типовые дефекты и создан ряд установок. В качестве примера может быть приведена ультразвуковая установка с водоструйными датчиками, обеспечивающая автоматическое сканирование контролируемой поверхности и непрерывную запись и считывание сигналов. Указанная установка используется для контроля клеевых соединений в углепластиковых створках гондолы двигателя RB.211.

Одной из основных операций при производстве углепластиковых конструкций является контроль исходных материалов и технологических процессов. Сюда относится проверка физико-механических характеристик и полимеризационных свойств. В процессе производства при контроле технологических режимов обычно изготавливаются сопутствующие образцы с проверкой и записью полученных данных в специальные карты. Для данного вида контроля используются инфракрасная спектрометрия, тепловые анализаторы, ртутная электронная микроскопия и т. п.

При исследовании влияния дефектов были рассмотрены микротрещины, пустоты, инородные включения, разрушенные жгуты, зазоры между жгутами, разориентация волокон, деформирование жгутов и наличие поперечной связи из стекловолокна. Дефекты оценивались по изменению характеристик статической и усталостной прочности при растяжении и сжатии с учетом воздействия внешней среды, продолжительности выдержки и уровня

влажности. Испытания на изгиб и на межслойный сдвиг проводились на однонаправленных образцах, а на растяжение и сжатие на образцах в виде трехслойных балок с сотовым наполнителем, в которых обшивка была изготовлена с укладкой $0^\circ/\pm 45^\circ$. Критическим видом нагружения для углепластиков считается сжатие, особенно при наличии межслойных дефектов, а поэтому основной объем испытаний был проведен при сжатии. Величина снижения прочности при сжатии достигала 25% при наличии в углепластике подкладочной бумаги размерами 2 мм и 10% при наличии перерезанного жгута, уменьшившего сечение волокон с укладкой 0° на 7,5%. При растяжении перерезанный жгут привел к снижению несущей способности на 33%, что характеризует углепластик как материал, чувствительный к концентраторам напряжений.

Влияние циклического нагружения и концентраторов напряжения особенно проявляется в случае хрупких материалов. В этом плане было показано, что величина отношения усталостной прочности к статической для углепластиковых образцов со сквозными отверстиями и механическим крепежом гораздо выше в практическом диапазоне укладок, чем у образцов из алюминиевых сплавов, за исключением циклического сжатия при высоких максимальных напряжениях. Аналогичные результаты получены по остаточной прочности образцов с надрезами. Например, после 10^6 циклов нагружения растяжением при уровне максимальных напряжений, составляющих 40% статической прочности без концентраторов напряжений, остаточная прочность углепластиковых образцов не уменьшается. В случае знакопеременного нагружения возникают проблемы, связанные с расслоением. В целом проблема усталостной прочности в углепластиках возникает только при уровне максимальных напряжений, близких к пределу прочности.

Следующей проблемой углепластиковых конструкций является ударная повреждаемость, поскольку удары с низким уровнем энергии, не оставляя видимых внешних повреждений, могут вызвать внутренние, которые приведут к снижению характеристик при работе на сжатие. Согласно

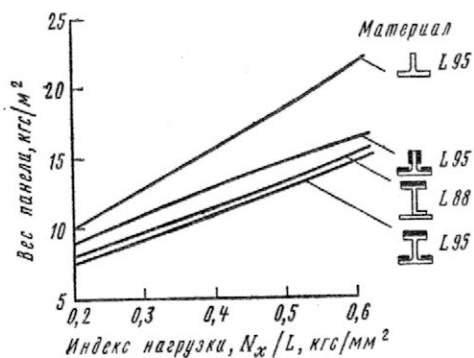


Рис. 5. Эффективность подкрепления алюминиевых панелей однонаправленным углепластиком (50% нагрузки несет углепластик, шаг нервюра 790 мм)

данным, полученным в NASA, снижение веса углепластиковых панелей, спроектированных с учетом требований, предъявляемых к крылу пассажирского самолета, по сравнению с обычными алюминиевыми панелями составило 15% при индексе нагрузки 50 кгс/см². При уменьшении индекса нагрузки величина снижения веса углепластика панелей увеличивается. Повышение эффективности углепластика с точки зрения стойкости к ударным повреждениям может быть достигнуто за счет использования матриц с улучшенными характеристиками вязкости разрушения.

Представляется эффективным переход в случае сжатых панелей на перспективные алюминиевые сплавы с повышенными прочностными и жесткостными характеристиками и с уменьшенной плотностью. Но и в этом случае использование однонаправленных углепластиковых накладок для усиления элементов панели дает положительный эффект (рис. 5). Проведенные испытания на заводе в Уэйбридже показали, что снижение веса панелей при такой конструкции панелей составляет до 25%, при этом углепластиковые накладки воспринимают до 50% нагрузки. Применительно к реальному крылу снижение веса может уменьшаться до 10—15% из-за наличия крепежа и требований повышения крутильной жесткости, которая будет уменьшена при снижении толщины алюминиевой обшивки в случае углепластикового подкрепления. В данных исследованиях шаг между нервюрами принимался равным 790 мм, а 50% нагрузки воспринимается однонаправленными углепластиковыми накладками.

При приклеивке подкрепляющих накладок клеем горячего отверждения возникает проблема остаточных напряжений, требующая разработки специальной оснастки. Проблема электролитической коррозии, возникающая в случае контакта углерода с металлом, может быть устранена за счет использования коррозионно стойких грунтов, клея и лакокрасочного покрытия, а также установки металлического крепежа с жидким герметиком. Для оценки методов защиты и возможных решений указанных проблем фирма ВАе изготавливает отсек кессона крыла, который должен пройти полный цикл испытаний, включая летные.

Согласно результатам проводимых программ исследования углепластиковых конструкций, данный класс материалов является перспективным для повышения как весовой, так и экономической эффективности коммерческих самолетов, и объем применения углепластиков будет постоянно увеличиваться. По прогнозам NASA, ежегодное потребление углепластиков в коммерческих самолетах к 1990 г. достигнет 400 тс, а в каждом самолете следующего поколения будет использоваться не менее 450 кгс углепластика. Этот прогноз сделан на основе данных эксплуатации более 200 агрегатов из композиционных материалов с общим налетом свыше 2,5 млн. ч, при этом после пятилетней эксплуатации или выдержки в реальных условиях пока еще не зарегистрировано каких-либо отрицательных эффектов.

Референт Е. П. Толстобров.
Редактор Б. П. Круглов.

ПРИМЕНЕНИЕ УГЛЕПЛАСТИКОВ В КОНСТРУКЦИИ ВОЕННЫХ САМОЛЕТОВ*

На фирме ВАе (Англия) были проведены исследования по оценке возможности использования в конструкции перспективных военных самолетов композиционных материалов на основе углеродных волокон с полимерными матрицами (т. е. углепластиков), которые по прочностным характеристикам значительно превышают традиционные металлические сплавы. Например, прочность однонаправленных углепластиков в продольном направлении больше в 2,5—4 раза, чем у обычных легких сплавов, что в сочетании с меньшей на 40% плотностью обеспечивает углепластикам большую в 4 и 6,5 раза удельную прочность соответственно при сжатии и растяжении.

Согласно результатам проведенных испытаний, предел выносливости углепластиков достаточно высок и составляет приблизительно 65% статической прочности, но в отличие от металлов для углепластиков критическим является не растяжение, а циклическое сжатие. Предел выносливости у применяемых в авиационно-космической промышленности легких сплавов с учетом требований допускаемой повреждаемости составляет всего 30% предела прочности. Поскольку величина максимальных действующих напряжений в полете не превышает 60% предела прочности, то совершенно очевидно, что при использовании в конструкции углепластиков для обеспечения требуемой усталостной долговечности не понадобится введение специальных запасов прочности и поправок.

Основными факторами, вызывающими снижение прочностных характеристик углепластиков, являются анизотропия свойств, чувствительность к концентраторам напряжений, влагопоглощение и вариация характеристик.

Прочностные характеристики однонаправленных углепластиков в продольном направлении обычно на один-два порядка больше, чем в поперечном, а поскольку в реальных условиях элементы конструкции испытывают сложное нагружение, то для обеспечения необходимой прочности в различных направлениях необходима укладка слоев под определенными углами. В типовых элементах конструкции, например, в обшивке, может быть использована схема укладки, в которой 50% слоев ориентированы в продольном направлении, т. е. под углом 0° , а оставшиеся слои — под углами 90° и $\pm 45^\circ$ соответственно для восприятия поперечной нормальной и касательной нагрузок. Вполне ясно, что при такой схеме укладки прочность в продольном направлении снизится практически вдвое.

Наличие концентраторов напряжений приводит к снижению несущей способности углепластиков и к увеличению роста усталостных трещин, так как у данного класса материалов практически отсутствует пластическая зона у вершины тре-

щины, способствующая задержке роста. Поэтому при использовании механического крепежа, требующего отверстий, необходимы специальные меры для снижения чувствительности углепластиков к концентраторам напряжений, например, введение низко модульного материала в зоне отверстия. В этом отношении более эффективным является клеевой метод соединения, однако нужно помнить, что в углепластиковых конструкциях могут быть как производственные дефекты, так и эксплуатационные повреждения, которые являются такими же концентраторами напряжений.

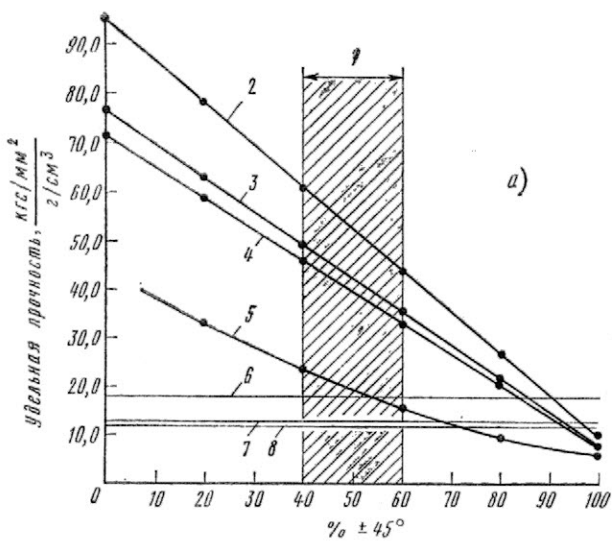
Содержание влаги в углепластиках, обусловленное влагопоглощением матрицей, приводит к деградации прочностных характеристик при сдвиге и сжатии, особенно при повышенных температурах. Ухудшение характеристик в этом случае связывается с понижением температуры стеклования полимерных матриц. Применительно к летным условиям, как показали испытания, величина снижения прочностных характеристик, например, при сжатии, у углепластиков может достигать 30%. Для решения этой проблемы ведутся различные исследования, включающие как разработку специальных защитных покрытий, так и более влагостойких полимерных матриц.

Современные углепластики пока еще характеризуются большим разбросом данных по прочности и жесткости, обусловленным наличием большого числа исходных компонентов, несовершенством и отклонениями в технологии изготовления и конструктивными особенностями деталей и узлов из композиционных материалов. Анализ экспериментальных данных показывает, что из-за большого разброса допускаемые значения характеристик, используемые при проектировании, следует занижать приблизительно на 20% по сравнению со средними экспериментальными величинами.

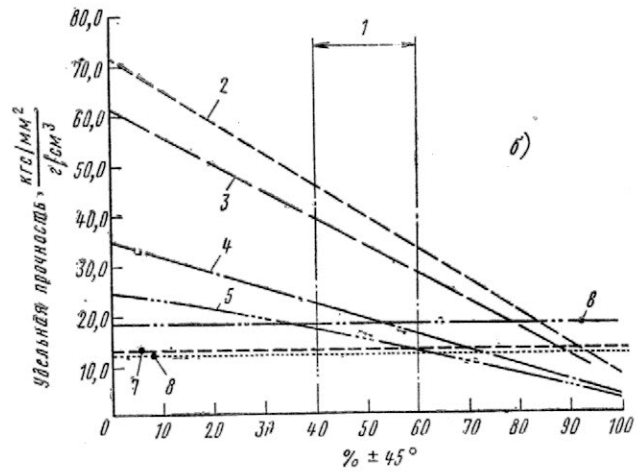
Примером, учитывающим рассмотренные факторы снижения характеристик, могут служить графики на рис. 1, где показано изменение прочности углепластика XAS/914 при растяжении и сжатии. Из графиков видно, что даже в самых неблагоприятных условиях углепластик XAS/914 имеет значительные преимущества по сравнению с конструкционными сплавами по удельной прочности при растяжении, которые заметно уменьшаются при сжатии.

Весовая эффективность углепластиков. Проведенные проектные и экспериментальные исследования по использованию углепластиков в конструкции самолетов показывают на возможность снижения веса, при этом величина снижения зависит от сложности конструкции, геометрических размеров и уровня действующих нагрузок. Для слабонагруженных конструкций, например, типа переднего отсека фюзеляжа, в которых в случае металлического варианта толщина элементов определяется минимально допустимой толщиной материала, величина снижения веса может быть

* Sharples T. Applications of carbon fibre composites to military aircraft structures. Aeronautical Journal, 1980, v. 84, VII, N 834, p. 177—182.



а—при растяжении; б—при сжатии; 1—диапазон типовых укладок в конструкциях; 2—средние значения при 20°C в сухих условиях; 3—допускаемые значения при 20°C в сухих условиях; 4—допускаемые значения при 129°C и влагосодержании



1%; 5—допускаемые значения при 129°C, влагосодержании 1% и наличии крепежных отверстий; 6—титановый сплав ТА.11; 7—алюминиевый сплав L.93; 8—сталь S.97

Рис. 1. Прочностные характеристики углепластика KAS/914 и обычных конструкционных материалов

практически получена путем непосредственного сравнения элементов из исходного материала и углепластика. В случае сильнонагруженных конструкций, требующих сложной схемы укладки слоев углепластика, например, корневая часть крыла с узлами стыковки к фюзеляжу, снижение веса может оказаться весьма небольшим. Типовое снижение веса конструкции для различных агрегатов самолета из условий прочности колеблется в пределах 7—18% (табл. 1). Если учесть требования по жесткости, предъявляемые к таким агрегатам, как крыло и оперение, то величина снижения веса увеличится. Исходя из данных табл. 1, общее снижение веса конструкции военного самолета при объеме использования углепластиков 40% может быть оценено в 12%.

Полученное снижение веса конструкции за счет применения углепластиков может быть использовано для улучшения характеристик самолета, например, дальности полета или полезной нагрузки. Если нет необходимости изменять летные характеристики, то можно уменьшить геометрические размеры самолета и в этом случае эффект от использования углепластиков еще возрастет: при

объеме применения углепластиков 40% суммарное снижение веса конструкции составит приблизительно 17% при сохранении двигателей и около 21% при использовании новых уменьшенных двигателей.

Экономическая эффективность применения углепластиков. Стоимость углепластиковых конструкций, как и в случае металлических, складывается из стоимости материала, стоимости изготовления деталей и стоимости сборочных работ. Если принять, что в металлических конструкциях 30% деталей выполнены из листового материала, а оставшиеся 70% получены путем механической обработки различных заготовок, то средняя стоимость единицы веса деталей будет составлять около 39 условных единиц, из которых девять приходится на стоимость материала при коэффициенте использования 0,2.

При изготовлении углепластиковых элементов конструкции стоимость будет складываться из следующих составляющих (в условных единицах на единицу веса): материал—25,5, укладка—44 (ручная) и 4 (машинная), подготовка к полимеризации—12, полимеризация—1, механическая обработка (обрезка и т. п.)—8. Как видно, наибольшие затраты связаны с ручной укладкой препрегов. Следовательно, если автоматизировать данный процесс, то выигрыш в стоимости может оказаться значительным. Исходя из допущения, что основные работы по выкладке деталей при производстве углепластиковых конструкций будут автоматизированы, а объем ручной выкладки не превысит 30%, то стоимость изготовления углепластиковых деталей составит 62 условные единицы.

Стоимость сборочных работ для типовых самолетных конструкций из металлических сплавов при использовании обычных методов составляет в среднем 61 условную единицу. В случае применения углепластиков возможно снижение стоимости за счет уменьшения количества деталей приблизительно на 50%. Такое снижение числа деталей естественно приведет к уменьшению крепежа и к соответственному снижению трудоемкости сборочных работ. Если учесть, что при сборке угле-

Таблица 1
Снижение веса конструкции самолета при использовании углепластика

Агрегаты	Снижение веса при переходе на углепластик, %	Объем используемого углепластика, %	Общее снижение веса, %
Крыло	20	70	14
Вертикальное оперение	45	40	18
Горизонтальное оперение	45	40	18
Фюзеляж:			
передний отсек	40	40	16
средний отсек	17	40	7
задний отсек	30	50	15

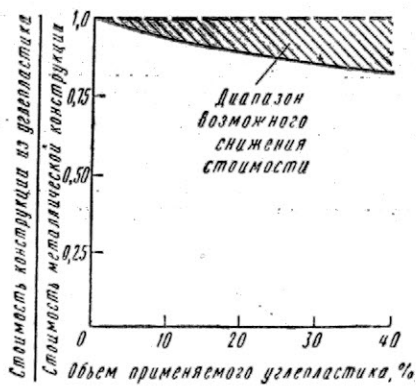


Рис. 2. Возможное снижение стоимости конструкции при использовании углепластиков

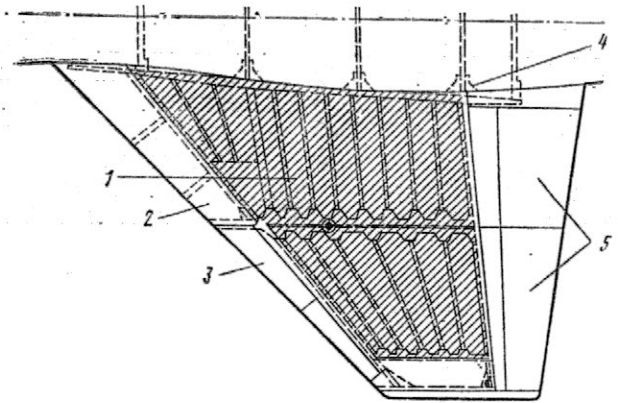
пластиковых деталей будут широко применяться склейка и метод совместной полимеризации, то величина снижения стоимости сборочных работ еще больше возрастет. Однако при проведении данных исследований снижение трудоемкости для углепластиковых конструкций было принято равным 40%, и стоимость сборочных работ составила 32 условные единицы. Таким образом, стоимость углепластиковых конструкций будет меньше, чем металлических, хотя стоимость деталей из углепластика будет превышать не менее чем на 50% стоимость металлических деталей из-за высокой трудоемкости выкладки препрегов (табл. 2). Возможное снижение стоимости конструкций в зависимости от объема применяемых углепластиков показано на рис. 2.

Таблица 2

Сравнительная стоимость углепластиковых и металлических конструкций (в условных единицах)

Материал	Стоимость деталей	Стоимость сборочных работ	Общая стоимость
Сплавы	39	61	100
Углепластики	62	32	94

Возможные конструктивные решения. Типовая конструкция углепластикового крыла перспективного самолета-истребителя показана на рис. 3. Углепластиковые обшивки с укладкой $0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ$ имеют местные подкрепления в зонах приложения сосредоточенных нагрузок, например, в зоне узлов навески закрылков и крепления пилонов. Силовые лонжероны выполнены с укладкой $\pm 45^\circ$ и имеют [-]образное сечение. В промежуточных лонжеронах стенки выполнены в виде синусоидального гофра с укладкой $\pm 45^\circ$. Полки лонжеронов имеют укладку в основном в продольном направлении с введением небольшого количества слоев под углом 90° . В нервюрах [-] или I-образного сечения используется укладка $\pm 45^\circ$. В некоторых сечениях более эффективными могут оказаться нервюры из легких сплавов. Носок крыла трехслойной конструкции со стекло- или углепластиковой обшивкой и сотовым наполнителем на всю



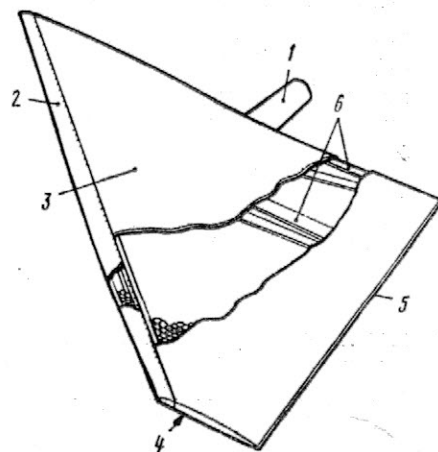
1 — кессон с углепластиковыми нервюрами, лонжеронами и обшивкой; укладка в обшивке 0° (50%)/ $\pm 45^\circ$ (45%)/ 90° (50%); 2 — стеклопластиковый носок; 3 — алюминиевые предкрылки; 4 — титановые узлы крепления крыла к фюзеляжу; 5 — флапероны с углепластиковыми обшивками и алюминиевым сотовым наполнителем; укладка в обшивке 0° (50%)/ $\pm 45^\circ$ (40%)/ 90° (10%)

Рис. 3. Конструкция углепластикового крыла (заштрихована зона топливных отсеков)

толщину профиля. Закрылки также трехслойной конструкции с углепластиковой обшивкой.

Наиболее эффективной для цельноповоротного стабилизатора (или переднего оперения в схеме «утка») представляется конструкция с сотовым наполнителем на всю толщину профиля из легких сплавов и с углепластиковой обшивкой, имеющей укладку $0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ$, при этом 50% слоев имеют нулевую укладку, а из оставшихся наибольшее число уложено под углами $\pm 45^\circ$ (рис. 4). Крепление оперения к фюзеляжу осуществляется с помощью металлической оси, заделанной в конструкцию оперения с помощью болтового крепежа. Для передачи сосредоточенной нагрузки на обшивку могут быть использованы различные узлы типа углепластиковых балочек. Носок оперения выполнен с сотовым наполнителем на всю толщину со стекло- или углепластиковой обшивкой и крепится к кессонной части с помощью винтов. Аналогичную конструкцию с углепластиковой обшивкой имеет хвостовая часть.

Вертикальное оперение по конструкции аналогично горизонтальному.



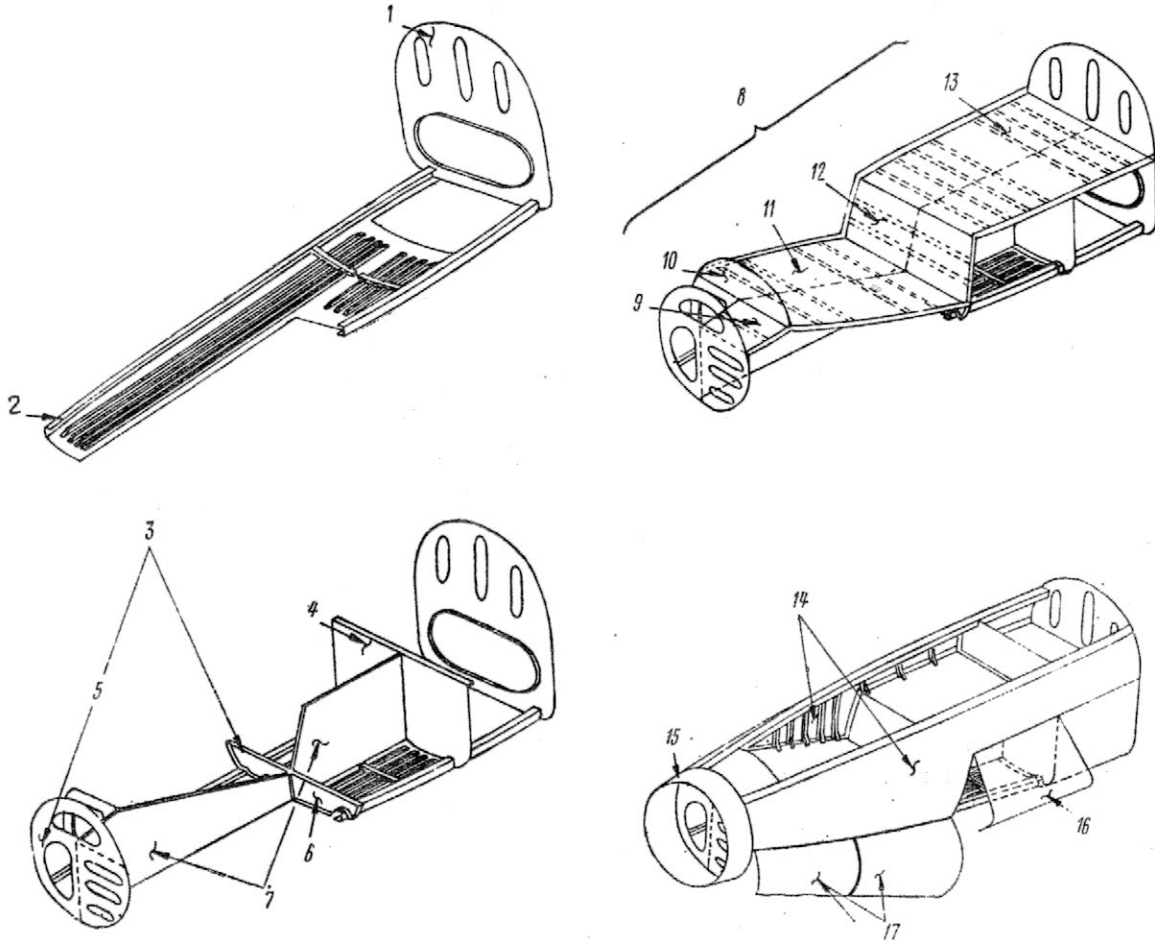
1 — металлическая ось поворота; 2 — передняя кромка со стеклопластиковой обшивкой и сотовым наполнителем; 3 — сотовый наполнитель и углепластиковая обшивка с укладкой 0° (60%)/ $\pm 45^\circ$ (30%)/ 90° (10%); 4 — стеклопластиковая законцовка; 5 — электропроводящая накладка, соединенная с металлической осью, для защиты от грозных разрядов; 6 — углепластиковая внутренняя конструкция

Рис. 4. Конструкция углепластикового оперения

Конструкция переднего, среднего и заднего отсеков фюзеляжа показана соответственно на рис. 5, 6 и 7. В среднем отсеке верхняя и нижняя панели обшивки выполнены с одинаковой укладкой 0° (25%) / 90° (25%) / $\pm 45^\circ$ (50%) и имеют сложную форму. Неразъемные по длине воздуховоды получены методом перекрестной намотки препрега, например, под углами $\pm 45^\circ$, и подкреплены снару-

или выполнены в виде профилей закрытого сечения, соединяемых с обшивкой методом совместной полимеризации, для упрощения технологии сборки полок производится отдельно;

промежуточные шпангоуты и подкрепляющие элементы — имеют [- или I-образное сечение и в зависимости от сложности могут быть изготовлены из углепластика на основе ткани;



1—углепластиковый шпангоут с монолитно отформованными згиами для повышения жесткости; укладка однонаправленной ленты 0° (44%) / $\pm 45^\circ$ (28%) / 90° (28%); 2—нижняя углепластиковая обшивка из однонаправленной ленты с укладкой 0° (40%) / $\pm 45^\circ$ (40%) / 90° (20%) с совместно запolyмеризованными стрингерами из углепластика с тканым наполнителем и подкрепленными по полкам однонаправленной лентой; 3—вспомогательные шпангоуты из углепластика на основе однонаправленной ленты или ткани, с полками для крепления к обшивке; 4—углепластиковая стенка шпангоута из однонаправленной ленты с горизонтально расположенными стрингерами закрытого сечения, изготовленными методом совместной полимеризации; укладка в стенке 0° (36%) / $\pm 45^\circ$ (38%) / 90° (28%); 5—монолитно отформованные зги для повышения жесткости; 6—металлическая стенка крепления шасси; 7—центральная углепластиковая перегородка из однонаправленной ленты с укладкой 0° (31%) / $\pm 45^\circ$ (62%) / 90° (7%); 8—углепластико-

вые панели из однонаправленной ленты с укладкой 0° (20%) / $\pm 45^\circ$ (40%) / 90° (40%) с поперечными стрингерами закрытого сечения, изготовленными методом совместной полимеризации и аналогичные стрингерам нижней обшивки; 9—передняя панель пола; 10—передний шпангоут; 11—панель пола в кабине летчика; 12—шпангоут в кабине летчика; 13—задняя панель пола; 14—боковые углепластиковые панели с обшивкой из однонаправленной ленты с укладкой 0° (50%) / $\pm 45^\circ$ (25%) / 90° (25%) и со стрингерами из ткани, изготовленными методом совместной полимеризации и подкрепленными по полкам однонаправленной лентой; 15—углепластиковый переходник из однонаправленной ленты с укладкой 0° (40%) / $\pm 45^\circ$ (60%); 16—створка отсека оборудования трехслойной конструкции с алюминиевым сотовым наполнителем и углепластиковыми обшивками из ткани с укладкой $\pm 45^\circ$; 17—створки ниши шасси с углепластиковыми обшивками и алюминиевым сотовым наполнителем

Рис. 5. Передний отсек фюзеляжа

жи кольцевыми профилями закрытого или I-образного сечения.

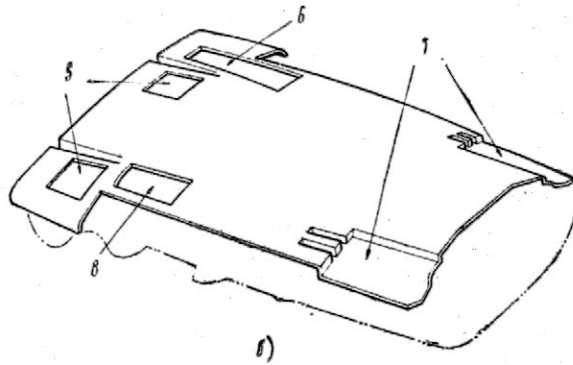
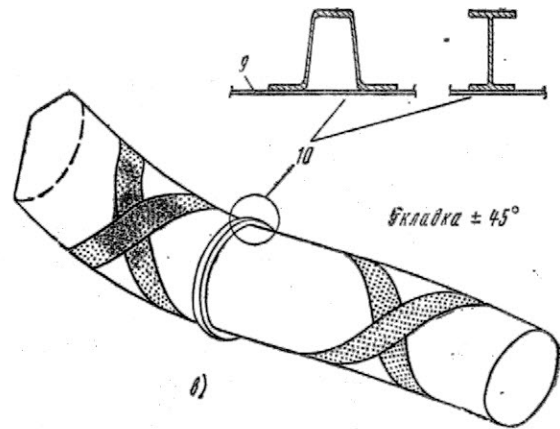
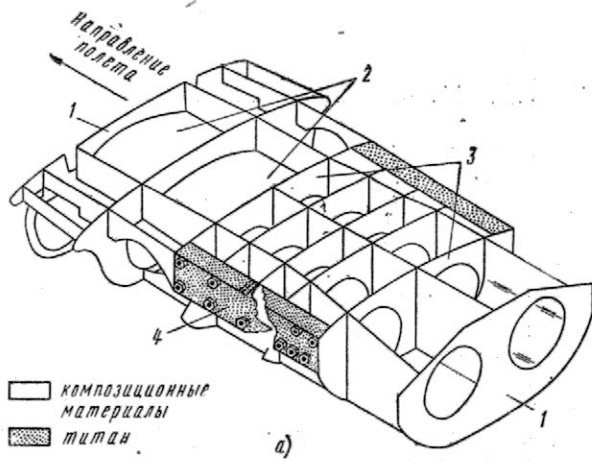
Применение углепластиков в конструкции фюзеляжа связано с рядом трудностей, обусловленных наличием воздухозаборников, воздуховодов, двигателей и креплением крыла. С учетом указанного типовые элементы могут быть выполнены следующим образом:

силовые шпангоуты — стенки с укладкой слоев 0° / 90° / $\pm 45^\circ$, подкрепляющие элементы могут быть отформованы монолитными с обшивкой стенки

лонжероны — имеют [- или I-образное сечение и укладку $\pm 45^\circ$ с дополнительными продольными слоями по лапкам и полкам, могут быть изготовлены монолитно с обшивкой или методом совместной полимеризации;

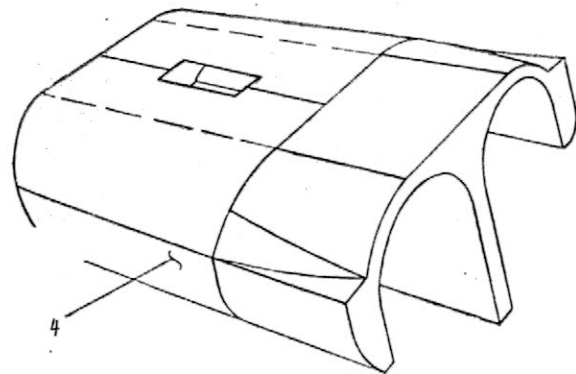
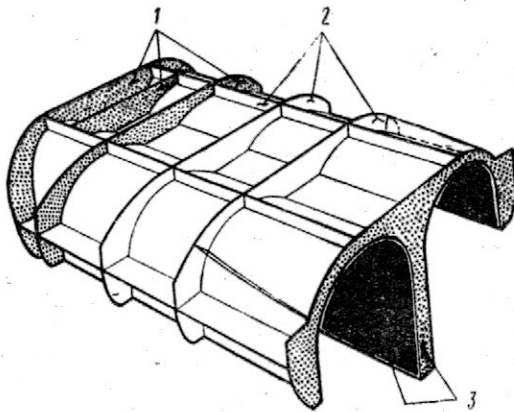
обшивка — возможны два варианта конструкции оболочки: стрингерная при схеме укладки 0° / 90° / $\pm 45^\circ$ или с лонжеронами и укладкой $\pm 45^\circ$;

створки и эксплуатационные лючки — трехслойной конструкции с сотовым наполнителем и углепластиковыми обшивками.



а—каркас; б—верхняя панель обшивки; в—воздуховод 1—углепластиковый стыковочный шпангоут; 2—углепластиковый топливный отсек; 3—промежуточные шпангоуты из углепластика с укладкой 45° (50°)/135° (50%); 4—титановый диффузионно-сварной узел крепления крыла; 5—теплообменники; 6—доступ к пушке; 7—место установки тормозных щитков; 8—доступ к боеприпасам; 9—воздуховод; 10—место А, кольцевое подкрепление

Рис. 6. Средний отсек фюзеляжа



1—титановые шпангоуты; 2—углепластиковые шпангоуты и стенки из однонаправленной ленты с укладкой 45° (50°)/135° (50%); 3—титановые внутренняя обшивка и шпангоут;

4—углепластиковая обшивка из однонаправленной ленты с укладкой 45° (50°)/135° (50%) с дополнительными продольными усилениями в зоне лонжеронов

Рис. 7. Задний отсек фюзеляжа

В целом проведенные исследования показали, что при объеме использования углепластиков 40% возможно снижение веса конструкции самолетов-истребителей до 12%. Дальнейшее снижение мо-

жет быть достигнуто за счет уменьшения геометрических размеров самолета и двигателей.

Референт Е. П. Толстобров.
Редактор Б. П. Круглов.

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ*

Усовершенствование существующих и разработка новых методов получения сплавов привели к улучшению характеристик алюминиевых сплавов и повысили их потенциальные возможности для использования в конструкции перспективных как дозвуковых, так и сверхзвуковых самолетов. Повышение эффективности сплавов связывается, в первую очередь, с повышением чистоты, использованием методов порошковой металлургии и введением специальных добавок, например, лития. Комплексное использование этих технических достижений позволяет также повысить термостойкость сплавов и использовать их в конструкции сверхзвуковых самолетов наравне с титановыми сплавами и композиционными материалами.

СПЛАВЫ ДЛЯ ДОЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ

Основным показателем эффективности конструкционных материалов в самолетостроении служит удельная прочность, повышение которой обычно являлось главной целью при разработке и усовершенствовании сплавов. В последние годы наряду с улучшением статической прочности большое внимание уделяется повышению характеристик вязкости разрушения, усталостной прочности и коррозионной стойкости, как необходимым показателям, обеспечивающим надежную и продолжительную работу конструкции в соответствии с требованиями допускаемой повреждаемости и увеличенного ресурса.

В настоящее время наиболее распространены в самолетных конструкциях являются сплавы 2024 и 7075. Первый используется в элементах конструкции, к которым предъявляются высо-

кие требования по допускаемым повреждениям, например, в обшивке фюзеляжа, тогда как последний применяется в элементах, работающих на сжатие, и в штамповках. Были разработаны и более высокопрочные сплавы, но они, как правило, имели низкие характеристики вязкости разрушения и стойкости к коррозии под напряжением. Примерами могут служить сплавы 7178-T6 и 7079-T6. Сплав 7075-T6 в некоторых неблагоприятных условиях тоже склонен к коррозии под напряжением, но эта проблема решается за счет использования сплава в перестаренном состоянии. Поэтому при модификации существующих и разработке новых сплавов характеристики сплавов 2024 и 7075 используются как эталонные.

Повышение вязкости разрушения обеспечивается в первую очередь за счет повышения чистоты сплавов, например, уменьшения содержания Fe и Si, которые образуют нерастворимые соединения, а также некоторых частично растворимых интерметаллических компаундов. Наличие Sn и Mn, вводимых для управления процессом рекристаллизации, может привести к образованию микропустот по границам зерен и отрицательно повлиять на вязкость разрушения. Было установлено, что введение в сплав добавок Zr вместо Sn или Mn позволяет замедлить рост трещин.

Повышение прочности осуществляется главным образом за счет дисперсионно-твердеющих частиц, образующихся из легирующих элементов. В случае сплавов типа 7XXX, например, улучшенные характеристики может быть достигнуто при более тщательном контроле за процессом переработки слитков и последующем рациональном выборе термообработки для минимизации морфологии в макро- и микроструктуре. Дополнительными способами улучшения характеристик прочности и вязкости разрушения являются модификация химического состава, термообработка, получение сплавов методом порошковой металлургии и сверхбыстрые скорости отверждения. Сравнительная оценка различных алюминиевых сплавов, кандидатов для использования в верхней обшивке крыла, показана на рис. 1 и 2, где СТ90 и СТ91 являются порошковыми сплавами. Как следует из рис. 1 и 2, прочностные характеристики, за исключением сплава 7150, практически равны или чуть меньше, чем у исходного сплава 7075-T6, тогда как вязкость разрушения и стойкость к коррозии под напряжением за счет термообработки и порошковой металлургии значительно улучшены. Улучшение усталостной прочности и вязкости разрушения за счет повышения чистоты и методов термообработки иллюстрируется на рис. 3 на примере прессованного сплава 7050-T7E3 при сохранении одинакового уровня прочности со сплавом 7075-T6.

Приведенный анализ весовой эффективности конструкции дозвуковых самолетов из алюминиевых сплавов показывает, что улучшение различных характеристик сплавов в зависимости от критических условий работы элементов конструкции до 20% ведет к снижению веса конструкции на

* Simens R. F., Guess M. K. Structural aluminium materials for the 1980's. Journal of Aircraft, 1980, v. 17, VII, N 17, p. 514—520.

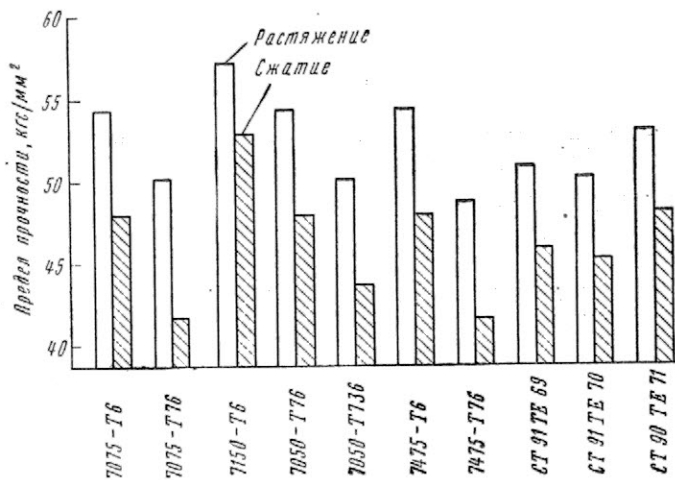


Рис. 1. Прочностные характеристики для плит толщиной 12,7—25,4 мм

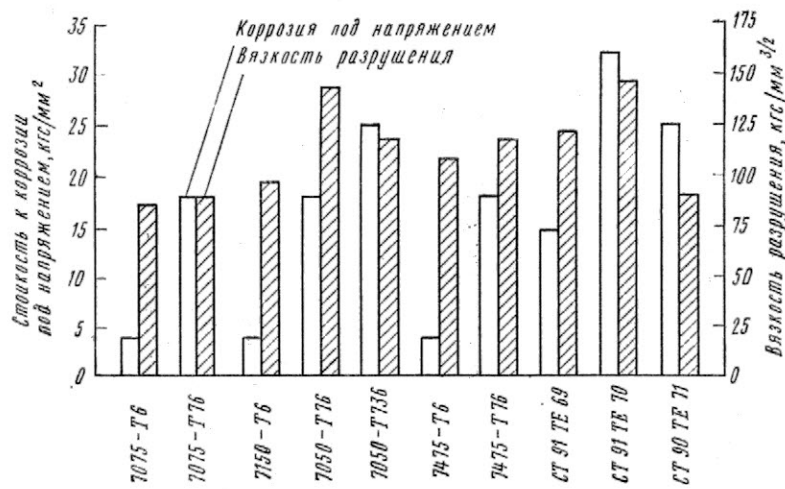


Рис. 2. Характеристики вязкости разрушения и стойкости к коррозии под напряжением для плит толщиной 12,7—25,4 мм

12,2—14,6%, табл. 1. Эти данные получены для двух классов самолетов — широкофюзеляжного пассажирского и противолодочного патрульного — при условии одновременного снижения плотности сплавов на 10%.

При разработке высокоэффективных сплавов уделяется большое внимание системе Al—Li, как перспективной с точки зрения повышения модуля упругости и снижения плотности. Однако в этом случае возникает ряд проблем, связанных с пластичностью, вязкостью разрушения и сегрегацией, т. е. неоднородностью по химсоставу. Для решения этих проблем ведутся исследования, включающие использование лития высокой чистоты, методов сверхбыстрого отверждения, микроструктурного контроля с помощью введения специальных добавок и применения усовершенствованных методов получения сплавов.

Во вновь разработанных сплавах этой системы был получен модуль упругости, превышающий 9800 кгс/мм². Для обеспечения получения мелко-

зернистой структуры, обрабатываемости на твердый раствор и исключения выпадающих фаз используется закалка с большой скоростью охлаждения. Примерами сплавов данной системы являются Al—4,8Cu—2Li и Al—2,7Li, разработанные фирмой Локхид. Указанные сплавы получают методом порошковой металлургии, включающим получение порошка со сверхвысокой скоростью отверждения, с последующим уплотнением и пресованием. Плотность сплава Al—2,7Li равна 2,5 г/см³, а модуль упругости при растяжении составляет около 8400 кгс/мм², что в комплексе обеспечивает повышение удельной жесткости на 30% по сравнению с обычными алюминиевыми сплавами. Дополнительные исследования фирмы Локхид по этим сплавам направлены на улучшение пластичности и вязкости разрушения, особенно после термообработки на высокую прочность, включающей закалку при температуре 535°C и последующее старение, рис. 4. Продолжительность цикла разработки новых сплавов до их внедрения в промышленность обычно составляет около 6—8 лет,

Таблица 1

Снижение веса конструкции самолетов при использовании алюминиевых сплавов с улучшенными характеристиками

Улучшаемые характеристики сплава *	Снижение веса конструкции, %	
	Противолодочный патрульный самолет	Широкофюзеляжный пассажирский самолет
Усталостная прочность и da/dn (на 20%)	8,1	4,2
Жесткостные характеристики (на 20%)	3,6	3,6
Прочность (на 20%)	2,3	2,5
При эквивалентной прочности	0,6	1,9
Общее снижение веса	14,6	12,2

* Сплавы во всех случаях имеют на 10% меньшую плотность по сравнению с базовым вариантом

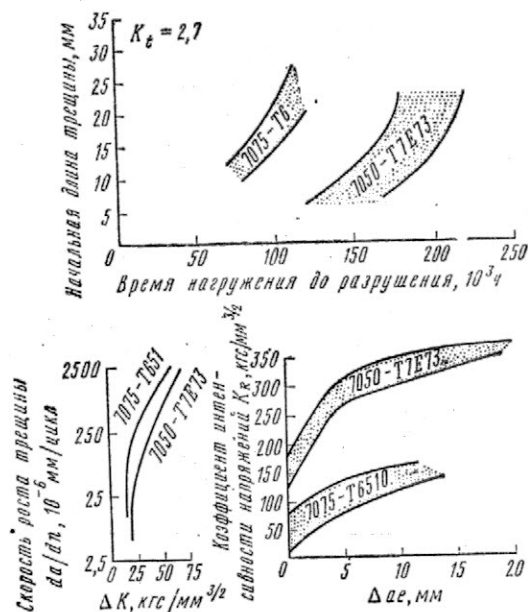


Рис. 3. Усталостные характеристики сплавов 7075-T6 и 7050-T7E73

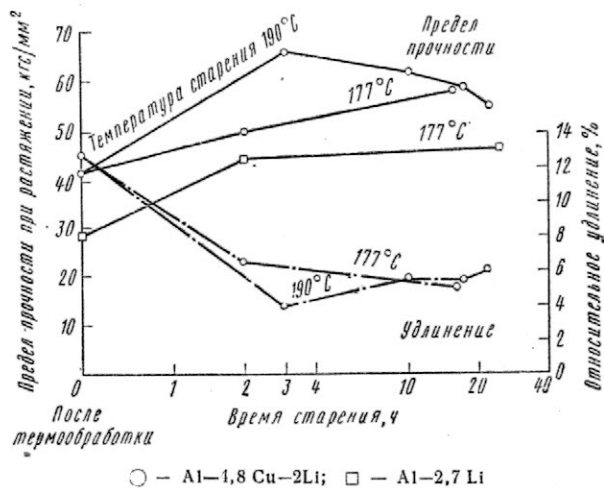


Рис. 4. Влияние времени старения на механические характеристики сплавов Al-4,8 Cu-2 Li и Al-2,7 Li

в течение которых исследуются все характеристики, включая технологические. Таким образом, если проводимые исследования по усовершенствованию существующих и разработке новых сплавов закончатся успешно, то их внедрение в силовую конструкцию дозвуковых самолетов можно ожидать в конце 1980-х годов.

СПЛАВЫ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ

Проведенные под руководством NASA исследования фирм Боинг, Локхид, Макдоннелл-Дуглас, Дженерал Электрик и Пратт-Уитни показали, что конструкция сверхзвуковых самолетов со скоростью полета свыше числа $M=2,2$ будет на 70% изготовлена из титановых сплавов, имеющих высокие стабильные характеристики при температурах от 150 до 260°C, т. е. в диапазоне, соответствующем температуре основной части конструкции при скорости полета в пределах чисел $M=2,2-2,8$ (рис. 5). При скоростях полета меньше числа $M=2,2$ температура конструкции колеблется в пределах 110—135°C, и в этом случае могут быть использованы алюминиевые сплавы. Однако существующие алюминиевые сплавы по прочностным характеристикам и термостойкости пока не конкурентоспособны с титаном, но эта проблема частично разрешима при использовании перспективных методов получения сплавов и повышения чистоты химсостава (рис. 6), а поэтому в данном направлении ведутся интенсивные исследования.

ВВС США субсидировали исследования по разработке алюминиевых сплавов, которые бы сохра-

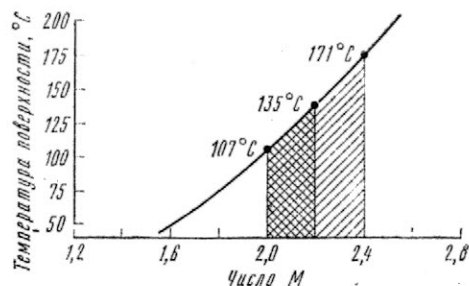
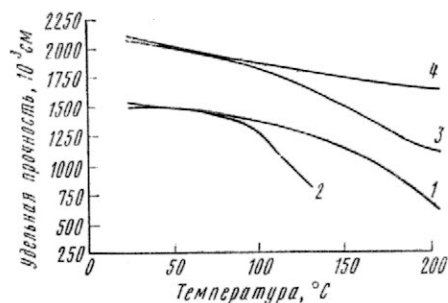


Рис. 5. Изменение температуры конструкции самолета в зависимости от скорости полета

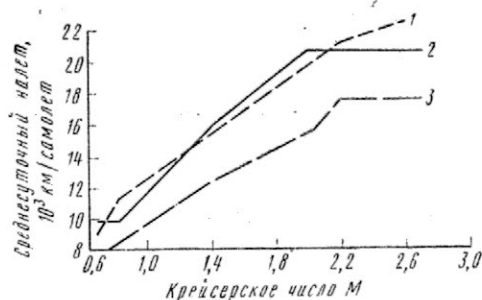


1—сплав, используемый в самолете «Конкорд»; 2—сплавы, применяемые в современных дозвуковых самолетах; 3—перспективные алюминиевые сплавы; 4—титан

Рис. 6. Изменение прочностных характеристик алюминиевых сплавов в зависимости от температуры

няли предел текучести после выдержки при температуре 232°C в течение 10 000 ч. Применительно к гражданским самолетам фирма Локхид по контракту NASA начала исследования перспективных алюминиевых сплавов для работы в диапазоне температур 115—177°C в течение 100 000 ч, т. е. соответствующем скорости полета при числе $M=2,0-2,4$. Цель исследований — сохранение исходных прочностных характеристик после выдержки при высокой температуре, при этом характеристики при высокой температуре должны составлять не менее 80% исходных при нормальной температуре. Указанный диапазон скорости полета ($M=2,0-2,4$) был выбран из условий производительности сверхзвуковых коммерческих самолетов (рис. 7), анализ которой проводился на основе данных прогноза объема перевозок и уровня загрузки на 1995 г. Были рассмотрены три авиалинии: североатлантическая, транстихоокеанская и Северная—Южная Америка. Для всех трех авиалиний производительность самолетов при увеличении скорости полета от числа $M=0,82$ до 2,0 практически удвоилась. Дальнейшее увеличение скорости до числа $M=2,7$ увеличивает производительность всего на 10%, тогда как возникнет ряд проблем с материалами из-за увеличения температуры конструкции.

Согласно заявлению специалистов таких фирм-разработчиков, как Локхид, ALCOA и INCO (США), создание алюминиевого сплава, близкого по характеристикам к титану, практически невозможно и не имеет смысла, поскольку для отдельных элементов конструкции самолета критической является какая-то конкретная характеристика



1 — тихоокеанские трассы; 2 — североатлантические трассы; 3 — трассы Северная—Южная Америка

Рис. 7. Зависимость производительности самолетов от крейсерской скорости полета

Таблица 2

Требования, предъявляемые к жаропрочным алюминиевым сплавам для сверхзвуковых коммерческих самолетов

Характеристики	Требования
Долговечность	Общая 100 000 ч, из них 70 000 ч при температуре 135°C
Стабильность	Характеристики при нормальной температуре должны сохраняться после выдержки при высокой температуре
Характеристики при высокой температуре	Не менее 80% характеристик при нормальной температуре
Ползучесть	Относительное удлинение 0,1% на базе 70 000 ч при уровне напряжений не менее 12,6 кгс/мм ²
Коррозионная стойкость	Не ниже, чем у алюминиевых сплавов, используемых в самолете L-1011

разработаны четыре сплава, а именно: высокопрочный, с высокими усталостными характеристиками, с высокими жесткостными характеристиками и с уменьшенной плотностью. Разрабатываемые сплавы должны удовлетворять требованиям, приведенным в табл. 2.

Основная цель в улучшении механических характеристик — обеспечение эквивалентности с титановыми сплавами. В качестве основы для сравнения взяты титановый сплав Ti-6Al-4V и современные алюминиевые сплавы 2024-T3, 7075-T6 и 2618-T6 (последний используется в конструкции самолета «Конкорд»). Потребные механические характеристики, положенные в основу при разработке и усовершенствовании перспективных жаропрочных сплавов, определены в результате дискуссии специалистов-разработчиков сплавов фирм Локхид, ALCOA и INCO (США) и приведены в табл. 3—6. Для повышения наглядности при сравнительной оценке с титановым сплавом Ti-6Al-4V характеристики последнего нормированы по плотности, т. е. умножены на величину отношения плотности алюминиевых сплавов к плотности титана.

Возможное применение алюминиевых сплавов с улучшенными характеристиками в конструкции

ка. Исходя из этого положения были определены четыре критические характеристики, которые следует улучшить, и соответственно должны быть

Таблица 3

Перспективные сплавы с улучшенными усталостными характеристиками

Характеристики	Современные сплавы			Перспективные алюминиевые сплавы	
	2618-T6	2024-T3	Ti-6Al-4V*	характеристики	улучшение
Предел прочности при растяжении, кгс/мм ²	43,6	43,6	59,1	47,8	10% > 2618
Предел текучести при сжатии, кгс/мм ²	39,3	27,4	57,6	43,6	10% > 2618
Предел выносливости ($N = 10^5$), кгс/мм ²	13,3	14,0	21,1	21,1	50% > 2024-T3
ΔK ($R=0,1$, $da/dn=25,4 \cdot 10^{-6}$ мм), кгс/мм ^{3/2}	19,8	21,3	19,8	25,5	20% > 2024-T3
K , кгс/мм ^{3/2}	248	283—354	287	287	16% > 2618
K_{1c} , кгс/мм ^{3/2}	92	106	156	106	16% > 2618
E , кгс/мм ²	7660	7520	7030	7520	~2024

$$* F_n = F \frac{\rho_{Al}}{\rho_{Ti}}$$

Таблица 4

Перспективные высокопрочные сплавы

Характеристики	Современные сплавы			Перспективные алюминиевые сплавы	
	2618-T6	7075-T6	Ti-6Al-4V*	характеристики	улучшение
Предел прочности при растяжении, кгс/мм ²	43,6	54,1	59,1	59,1	10% > 7075-T6
Предел текучести при сжатии, кгс/мм ²	39,3	47,8	57,6	57,6	10% > 7075-T6
Предел выносливости ($N = 10^5$), кгс/мм ²	13,3	14,0	21,1	16,1	20% > 2618
ΔK ($R = 0,1$, $da/dn = 25,4 \cdot 10^{-6}$ мм), кгс/мм ^{3/2}	19,8	19,8	19,8	22,0	10% > 7075-T6
K , кгс/мм ^{3/2}	248	213	287	213	~ 7075-T6
K_{1c} , кгс/мм ^{3/2}	92	92	156	92	~ 7075-T6
E , кгс/мм ²	7660	7380	7030	7380	~ 7075-T6

$$* F_n = F \frac{\rho_{Al}}{\rho_{Ti}}$$

Таблица 5

Перспективные сплавы с повышенными жесткостными характеристиками

Характеристики	Современные сплавы		Перспективные алюминиевые сплавы	
	2618-T6	Ti-6Al-4V*	характеристики	улучшение
Предел прочности при растяжении, кгс/мм ²	43,6	59,1	43,6	~2618
Предел текучести при сжатии, кгс/мм ²	39,3	57,6	38,7	~2618
Предел выносливости ($K_t = 3, R = 0,1, N = 10^5$), кгс/мм ^{3/2}	13,3	21,1	13,3	~2618
$\Delta K (R = 0,1, da/dn = 25,4 \cdot 10^{-6} \text{ мм}), \text{ кгс/мм}^{3/2}$	19,8	19,8	19,8	~2618
$K, \text{ кгс/мм}^{3/2}$	218	287	213	~7075-T6
$K_{Ic}, \text{ кгс/мм}^{3/2}$	92	156	92	~7075-T6
$E, \text{ кгс/мм}^2$	7660	7030	9200	25% > 7075-T6

$$* F_n = F \frac{\rho_{Al}}{\rho_{Ti}}$$

Таблица 6

Перспективные сплавы с пониженной плотностью

Характеристики	Современные сплавы		Перспективные алюминиевые сплавы	
	2618-T6	Ti-6Al-4V*	характеристики	улучшение
Предел прочности при растяжении, кгс/мм ²	43,6	59,1	43,6	~2618
Предел текучести при сжатии, кгс/мм ²	39,3	57,6	38,7	~2618
Предел выносливости ($K_t = 3, R = 0,1, N = 10^5$), кгс/мм ²	13,3	21,1	13,3	~2618
$\Delta K (R = 0,1, da/dn = 25,4 \cdot 10^{-6} \text{ мм}), \text{ кгс/мм}^{3/2}$	19,8	19,8	19,8	~2618
$K, \text{ кгс/мм}^{3/2}$	248	287	213	~7075-T6
$E, \text{ кгс/мм}^2$	7660	7030	8800	15% > 2618
Плотность, г/см ³	2,77	—	2,5	10% > 2618

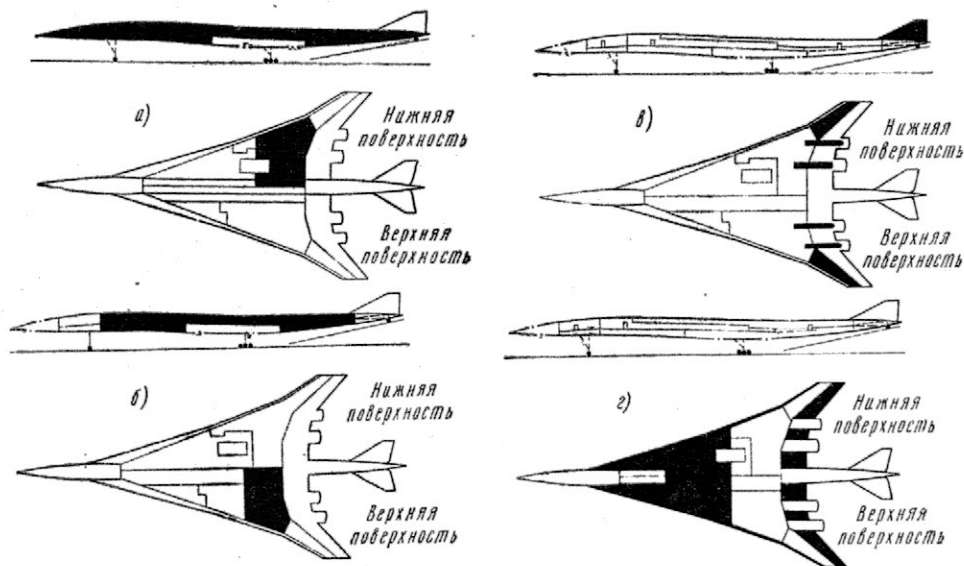
$$* F_n = F \frac{\rho_{Al}}{\rho_{Ti}}$$

Таблица 7

Сравнительная оценка стоимости конструкции сверхзвуковых коммерческих самолетов из титановых и алюминиевых сплавов (в тыс. долл.)

Показатели*	Конструкция из титановых сплавов		Конструкция из алюминиевых сплавов		
	обычная	изготовленная перспективными методами	обычная	из перспективных сплавов, изготовленная обычными методами	из перспективных сплавов, изготовленная перспективными методами
Периодические затраты на изготовление конструкции	32 159	24 914	23 588	20 711	18 640
Полные периодические затраты	81 253	69 374	71 987	62 910	60 039
Снижение затрат на самолет		11 879 (15%)	9 266 (11%)	18 343 (22%)	21 214 (26%)

* При серии 300 самолетов.



а—сплавы с улучшенными усталостными характеристиками (обшивка фюзеляжа, крыло и оперение: панели обшивки, полки и стенки лонжеронов и нервюры); б—высокопрочные сплавы (фюзеляж; стрингеры, шпангоуты и местные усиления; крыло и оперение: панели обшивки, полки лонжеронов и нервюры); в—сплавы с высокими жесткостными характеристиками (оперение: панели обшивки, внутренний силовой набор; крыло: панели обшивки, внутренний силовой набор, узлы крепления двигателей); г—сплавы с уменьшенной плотностью (крыло: панели обшивки, внутренний силовой набор, поверхности управления, передние кромки)

Рис. 8. Области применения перспективных алюминиевых сплавов

перспективных сверхзвуковых самолетов включает следующие области (рис. 8): сплавы с улучшенными усталостными характеристиками — в обшивке фюзеляжа, панелях нижней обшивки крыла и оперения, лонжеронах и нервюрах; высокопрочные сплавы — в стрингерах фюзеляжа, шпангоутах, панелях верхней обшивки крыла и оперения, лонжеронах и нервюрах; сплавы с повышенными жесткостными характеристиками — в обшивке оперения, законцовках крыла и узлах крепления двигателя; сплавы с пониженной плотностью — в элементах конструкции с ограничениями по минимальной толщине типа передних и задних частей крыла и т. п.

Одним из основных преимуществ использования алюминиевых сплавов вместо титана является повышение экономической эффективности, что обеспечивается наличием большого количества производственной оснастки и оборудования, низ-

кой стоимостью технологических процессов изготовления, отсутствием необходимости специальной подготовки кадров и более дешевой стоимостью техобслуживания. Была проведена детальная оценка экономической эффективности конструкции сверхзвукового коммерческого самолета из титановых и алюминиевых сплавов с использованием существующих и перспективных методов изготовления (табл. 7). При анализе титановых конструкций в качестве перспективных методов изготовления рассматривались сверхпластическое формование и диффузионная сварка. Как показал анализ, снижение стоимости конструкции при использовании перспективных алюминиевых сплавов и методов изготовления оценивается в 26% по сравнению с обычными алюминиевыми сплавами и традиционной существующей технологией изготовления.

Референты Г. Л. Кожевникова, Е. П. Толстобров.
Редактор В. П. Круглов

УДК 620.22.004:629.735.33

РАЗРАБОТКА УГЛЕПЛАСТИКОВОГО КИЛЯ ДЛЯ САМОЛЕТА А300*

Проблема внедрения перспективных композиционных материалов, в основном углепластиков, в конструкцию самолетов А300/А310 исследуется фирмами MBV и VFW (ФРГ) с 1976 г., но эти работы связывались с несилевыми элементами и агрегатами типа интерцепторов, створок ниш шасси, руля направления, обтекателей, носка киля

и т. п. Углепластиковые носок и задняя кромка киля и руль направления, например, планируется ввести в эксплуатацию на регулярные авиалинии в 1983 г. Задача перехода на углепластиковые конструкции для указанных элементов не представляет особых трудностей, поскольку все они являются легкоъемными и будут выполнены полностью взаимозаменяемыми. Конструктивно они будут состоять из углепластиковых обшивок и сотового наполнителя. Переход на такую конструкцию в руле направления позволяет исключить

* Schulz D. Development of the A300 fin in modern composite fibre construction.
ICAS—80—16.2, p. 604—618.

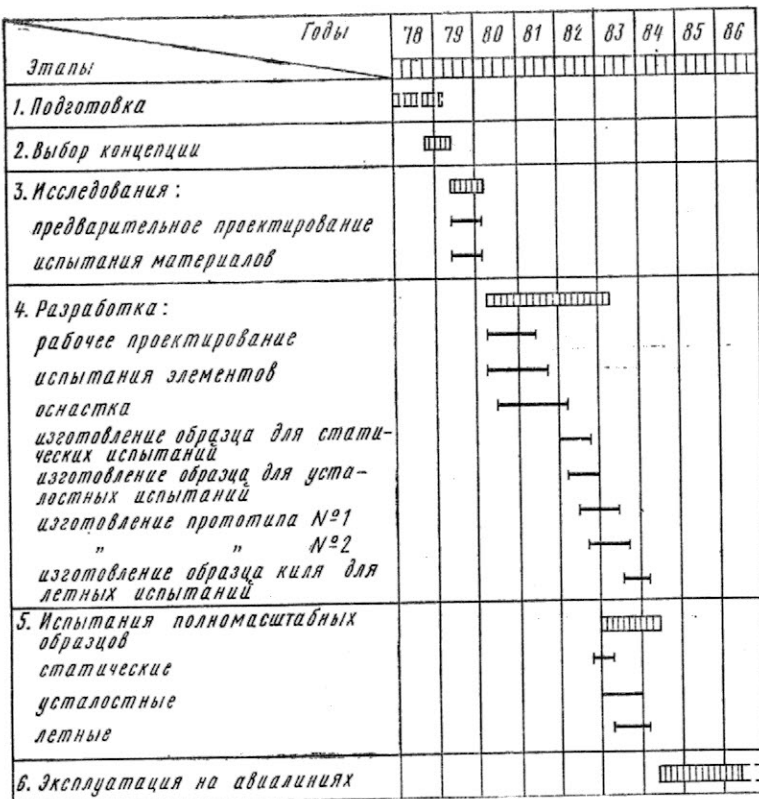


Рис. 1. План-график разработки углепластикового кессона киля самолета А300

нервюры, обеспечивая таким образом простоту изготовления и снижение веса на 18%.

Накопленный опыт проектирования, изготовления и эксплуатации на экспериментальных образцах несилловых конструкций позволил фирмам MBV и VFW в 1978 г. приступить к совместной программе разработки углепластикового кессона киля для самолета А300, субсидируемой федеральным министерством научных исследований. Киль является типичной для крыла и оперения силовой конструкцией, имеет сравнительно большую

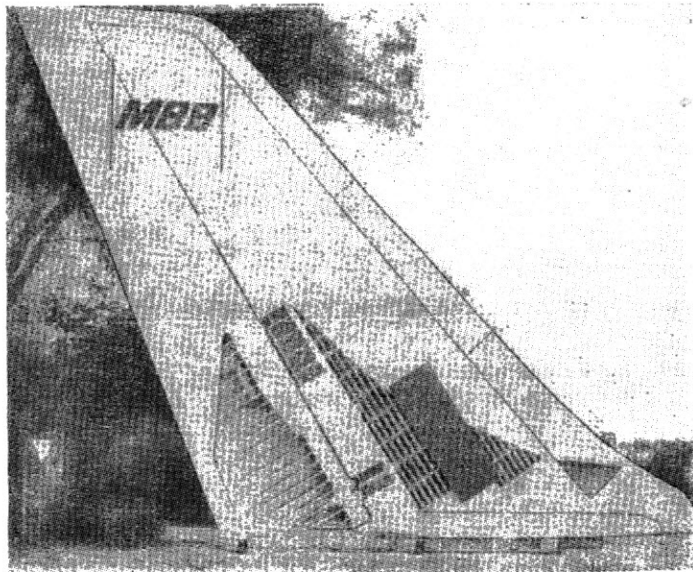


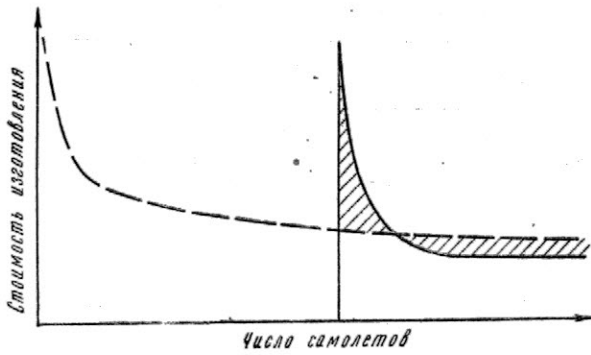
Рис. 2. Конструкция киля самолета А300 и образец углепластиковой панели

площадь (45 м²) и будет первым элементом силовой конструкции самолета А300, изготовленным из композиционных материалов. План-график работ по углепластиковому килю состоит из шести этапов: подготовительного, выбора концепции, предварительных исследований, разработки, натурных испытаний и эксплуатационной оценки, рис. 1. К завершению этапа испытаний будет изготовлено пять кессонов киля. Получение сертификата летной годности запланировано на 1984 г., после чего кили будут установлены на серийные самолеты для эксплуатационной оценки на различных авиалиниях.

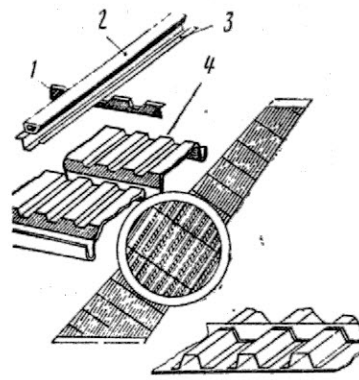
Основная цель программы исследований — снижение прямых эксплуатационных расходов (ПЭР) при использовании в конструкции пассажирских самолетов перспективных композиционных материалов без снижения степени безопасности. Эта задача может быть выполнена при обеспечении снижения веса конструкции на 20%, сопоставимой стоимости изготовления и приемлемого уровня расходов на техническое обслуживание по сравнению с существующим металлическим вариантом киля. Кроме того, углепластиковый кессон киля должен сохранять внешние обводы и геометрию, быть полностью взаимозаменяемым, удовлетворять требованиям норм летной годности FAR 25 и иметь межремонтный ресурс 48 000 полетов для самолета А300 и 40 000 полетов для самолета А310.

Существующий металлический киль самолета А300 состоит из кессона, носка, руля направления и зализов, рис. 2. Основные размеры киля: высота 8,3 м, длина корневой хорды 7,8 м, длина концевой хорды 3,1 м. Кессон является основной силовой конструкцией и крепится к фюзеляжу с помощью девяти узлов, из которых три воспринимают перерезывающую силу. Узлы крепления спроектированы по принципу безопасной повреждаемости. Конструкция кессона состоит из трех лонжеронов в корневой части и двух лонжеронов в концевой части, нервюр и стрингерных панелей обшивки. Шаг нервюр 420—500 мм. Обшивка из алюминиевого сплава изготовлена методами механического и химического фрезерования (для обеспечения переменной толщины) и подкреплена Z-образными стрингерами с шагом 115 мм. На заднем лонжероне установлены семь узлов навески руля направления и три привода отклонения. Для сборки кессона используется механический крепеж: заклепки и винты (болты).

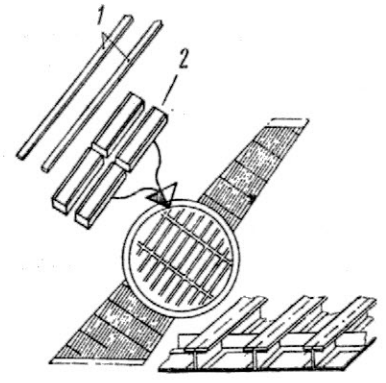
Исходя из основной задачи программы разработки углепластикового киля следует, что успех может быть обеспечен только при условии использования экономически конкурентоспособных методов изготовления. Серийное производство углепластиковых килей запланировано начать в 1986 г., а к тому времени будет выпущено большое количество (несколько сот) металлических, т. е. стоимость их изготовления будет значительно снижена. Таким образом, для обеспечения экономической целесообразности применения углепластиковых килей необходимо, чтобы стоимость их изготовления уже в начале серийного выпуска составляла 80% стоимости изготовления металлических, рис. 3. Основные расходы в металлическом варианте связаны с изготовлением панелей об-



— — — — — металлический киль; — — — — — углепластиковый киль
 Рис. 3. Стоимость изготовления металлических и углепластиковых килей



1 — нервюра; 2 — резиновая полая оправка; 3 — стрингер; 4 — пресс-форма



1 — пояса стрингеров; 2 — оправка
 Рис. 5. Блочный метод изготовления

шивки и нервюр и со сборкой, табл. 1, а следовательно, резервы для снижения стоимости изготовления углепластиковых килей необходимо искать в этих статьях расходов. Как показали предварительные исследования на этапе выбора концепции конструкции, наиболее эффективным с точки зрения стоимости изготовления, снижения веса, надежности, технического обслуживания и контроля является вариант с ортогонально подкрепленными панелями обшивки. Снижение стоимости изготовления панелей достигается за счет совместной полимеризации обшивки, стрингеров и полок нервюр за одну операцию, а стоимости изготовления нервюр — за счет уменьшения их количества с 26 до 18. Такой метод изготовления панелей обшивки и сокращение числа нервюр, в свою очередь, ведут к сокращению расходов на сборку.

Для реализации экономически эффективной концепции панелей были разработаны два метода изготовления: матричный и блочный.

Матричный метод, рис. 4, является предпочтительным для изготовления панелей со стрингерами закрытого сечения. В этом методе на пресс-форму укладываются заготовки полок нервюр и стрингеров, в стрингеры закладываются полые резиновые оправки, сверху накладывается обшивка и проводится полимеризация в автоклаве с приложением внутреннего давления в полые резиновые оправки.

Блочный метод, рис. 5, является предпочтительным для изготовления панелей со стрингерами I-образного сечения. Данный метод позволяет в большей степени автоматизировать производство, поскольку укладка стрингеров и полок нервюр выполняется намоткой на оправки, которые представляют собой блоки ячеек, ограниченных стрин-

герами и нервюрами. В этом случае стенки стрингеров и поясов нервюр получаются непрерывными, что исключает необходимость их перестыковки, рис. 6.

Оба метода прошли отработку в производственных условиях для уточнения технологии, выбора основных параметров процесса полимеризации (давления и температуры) и оценки долговечности оправок. Первые образцы панелей по блочному методу были изготовлены с алюминиевыми оправками, которые обеспечили высокую точность размеров и необходимые прочностные характеристики. Однако для изготовления сложных оправок необходимы более податливые материалы типа резин, исследования по оценке которых продолжаются. Результаты оценки методов изготовления приведены в табл. 2, из которой видно, что оба метода по комплексному показателю, учитывающему шесть различных критериев, близки. В качестве окончательного варианта был выбран блочный метод, который представляется наиболее перспективным в 1980-х годах, когда технология изготовления будет доведена до высокого уровня. Схема возможной поточной линии для изготовления углепластиковых килей показана на рис. 7. Основной принцип поточной линии — сведение к минимуму ручного труда и максимальная автоматизация операций. Процесс изготовления включает отрезку препрега, намотку препрега на оправки на намоточном станке с помощью манипулятора, установку намотанных оправок на предварительно выложенную обшивку, укладку лапок стрингеров, обжатие оправок и полимеризацию панелей. Подача оправок из хранилища к намоточному станку и намотанных оправок к установке неразрушающего контроля осуществляется с помощью второго манипулятора. Все операции практически автоматизированы и управляются с помощью ЭВМ.

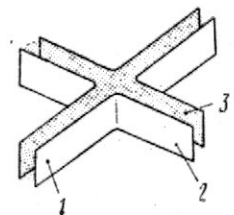
Таблица 1

Статьи расходов при изготовлении металлического килья

Статьи расходов	Относительные расходы, % общей стоимости изготовления
Панели обшивки и фитинги	63
Стенки лонжеронов и фитинги	4
Нервюры и фитинги	19
Сборка	14

1 — стенка стрингера; 2 — стенка пояса нервюры; 3 — клей

Рис. 6. Схема сборки стенок в блочном методе



Сравнительная оценка двух вариантов углепластиковых панелей обшивки

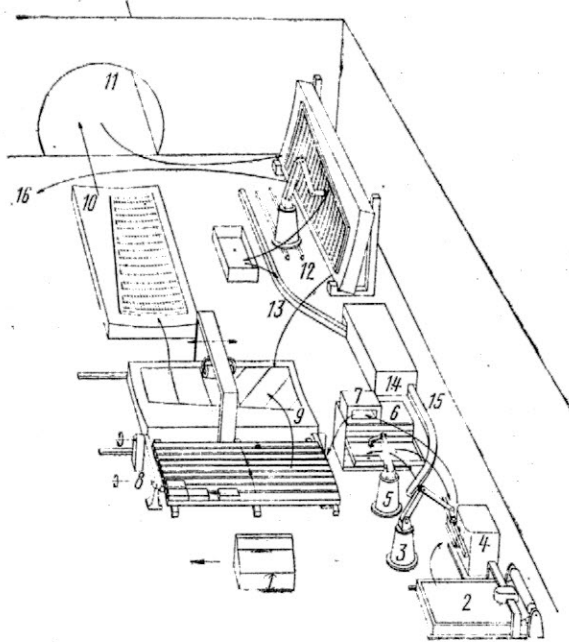
Критерии	Коэффициент значимости	Панель с I-образными стрингерами		Панель с П-образными стрингерами	
		относительная величина	показатель эффективности*	относительная величина	показатель эффективности*
Стоимость изготовления	1,0	1,0	1,0	1,8	0,8
Степень риска для программы	0,7	0,95	0,665	1,0	0,7
Вес	0,63	0,94	0,59	1,0	0,63
Технологичность	0,5	0,85	0,425	1,0	0,5
Техническое обслуживание	0,45	1,0	0,45	1,0	0,45
Возможность улучшения	0,4	0,95	0,38	1,0	0,4
Комплексный (суммарный) показатель эффективности			3,51		3,48

* Показатель эффективности равен произведению коэффициента значимости на относительную величину.

При выборе марки углепластика для конструкции киля большое значение было уделено оценке влияния окружающей среды в эксплуатационных условиях на деградацию прочностных и жесткостных характеристик с учетом возможного спектра нагружения, наличия защитных лакокрасочных покрытий и особенностей поведения материала. В соответствии с назначением самолета был установлен диапазон рабочей температуры конструкции от -70 до 70°C , а максимальное влагосодержание в углепластике, равное $0,9\%$, было получено на основе экспериментальных данных. Пример влияния повышенной температуры и влагосодержания на механические характеристики показан в табл. 3 для углепластика Т300/913С. Эти ха-

рактеристики использовались при проведении предварительных расчетов.

Поскольку максимальная температура в конструкции киля не превышает 70°C , а критическими для него являются требования по жесткости, то совершенно очевидно, что могут быть использованы углепластики на связующих с температурой полимеризации 120°C , которые по сравнению со смолами с температурой полимеризации 180°C позволят облегчить проблему температурного расширения оснастки при изготовлении, снизить временные и энергетические затраты, уменьшить температурные напряжения и упростить обработку. К наиболее предпочтительным связующим относятся смолы F550 фирмы Гексел, 913С фирмы Сибя Джейджи, 5209 фирмы Нармко, 948 фирмы Файберайт и 95 фирмы Коуд. В качестве основной системы связующего для проведения исследований по оценке характеристик была выбрана смола F550, а для армирования — волокно КС20 (аналогичное Т300 фирмы Торей), как имеющее благоприятное сочетание жесткостных характеристик,



1—управляющая ЭВМ; 2—установка для резки и раскроя стружкой воды высокого давления; 3—манипулятор; 4—намоточная машина; 5—второй манипулятор; 6—хранилище оправок; 7—установка для контроля намотанных оправок; 8—стол для намотанных оправок; 9—укладочная машина для выкладки обшивки; 10—сборка обшивки и оправок; 11—полимеризация в автоклаве; 12—демонтаж; 13, 15—конвейер возврата оправок; 14—очистка оправок

Рис. 7. Схема поточной линии для изготовления углепластиковых панелей

Таблица 3

Влияние внешней среды на механические характеристики однонаправленного углепластика Т300/913С

Характеристики	Нормальные условия	При температуре 70°C и влагосодержании $0,9\%$ (по весу)
E_0 , кгс/мм ²	12 600	12 600
E_{90} , кгс/мм ²	950	670
G , кгс/мм ²	480	340
ν	0,3	0,3
σ_{B0} , кгс/мм ²	125	125
σ_{-B0} , кгс/мм ²	125	75
σ_{B90} , кгс/мм ²	5	3,5
σ_{-B90} , кгс/мм ²	21	10
τ_B , кгс/мм ²	8	5

относительного удлинения, стоимости и технологичности. На основе указанных материалов в конструкции кессона использовались препреги в виде однонаправленной ленты и ткани сатинового переплетения 8Н с весом монослоя 400 г/м².

Проблема оценки истинных характеристик материалов в эксплуатационных условиях представляет довольно сложную задачу, связанную с определением реальных значений влагосодержания. Эту проблему для конкретных условий полета можно решить расчетным путем при известных коэффициентах диффузии. Коэффициенты диффузии влаги для выбранных материалов определялись экспериментальным путем в западногерманском исследовательском центре DFVLR. С другой стороны, влагосодержание в материале в эксплуатационных условиях можно оценить из сравнительных испытаний, если имеются данные для аналогичного материала, используемого в самолетах с сопоставимым профилем полета. Так, например, влагосодержание в углепластике на основе связующего 5209, используемом в интерцепторах самолета Боинг 737, эксплуатируемого авиакомпанией Люфтганза, не превышало 0,65%. Проведенные расчеты на основе этих данных для экстремальных условий показывают, что максимальное влагосодержание может достигать 0,85%. Применительно к программе разработки кессона киля были проведены лабораторные испытания образцов из углепластика Т300/5209 с моделированием различных климатических условий, результаты которых показали, что при длительной выдержке в условиях с относительной влажностью 70% и температурой 70°C стабилизированное влагосодержание составляет 0,9%. Влагосодержание в других системах углепластиков, испытанных в аналогичных условиях, колеблется в пределах от 0,74 до 0,98%.

При определении размеров элементов конструкции кессона исходили из условий сохранения внешних обводов для обеспечения взаимозаменяемости с металлическим вариантом в самолетах А300/А310, уровня безопасности по флаттеру и одинаковых нагрузок на узлы навески. Особенно важным было требование по флаттеру, поскольку снижение веса конструкции на 20% могло повлечь за собой соответствующее снижение изгибной, крутильной и сдвиговой жесткостей. К другим расчетным ограничениям относится недопущение растрескивания матрицы и местной потери устойчивости в элементах конструкции при предельной нагрузке из-за недостаточно изученных закритического поведения композиции материалов и влияния потери устойчивости на прочностные и, особенно, на усталостные характеристики.

Оптимизация конструкции кессона на этапе предварительных расчетов проводилась из условий прочности при наложении вышеуказанных ограничений и требований. Расстояние между нервюрами для двух вариантов панелей, отличающихся формой профиля стрингеров, оказалось одинаковым и равным 700 мм в корневой части и 1000 мм в концевой части. Габаритные размеры профиля стрингеров и шаг, рис. 8, сохранялись постоянными по всему размаху, а менялась лишь толщина обшивки и элементов стрингеров, рис. 9.

Для проведения прочностных испытаний на эта-

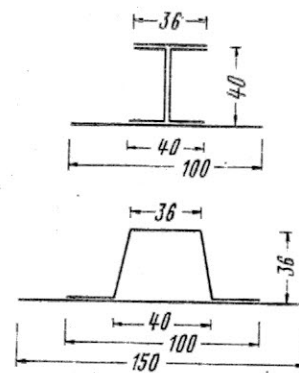


Рис. 8. Геометрические размеры двух вариантов стрингеров (в мм)

пе предварительных исследований были изготовлены панели обшивки двух типоразмеров: 350 × 1000 и 700 × 2300 мм с различными вариантами подкрепляющих стрингеров, но с одинаковыми жесткостными характеристиками. Торцевые кромки заливались эпоксидным связующим, а нервюры моделировались с помощью специальных профилей. Испытания образцов длиной 1000 мм проводились только на продольное сжатие. Результаты испытаний показали, что панели с I-образными стрингерами по приведенным разрушающим напряжениям имеют на 6% меньшую по сравнению с панелями I-образными стрингерами и на 13% большую эффективность по сравнению с панелями [- и Z-образные стрингеры, рис. 10. Замена тканого препрега однонаправленной лентой с укладкой ±45° ведет к увеличению прочности на 6%. По сравнению с алюминиевыми панелями углепластиковые с I-образными стрингерами имеют меньший вес на 26%. На коротких образцах также должно быть исследовано влияние температуры и влажности на несущую способность панелей при сжатии.

Образцы размерами 700 × 2300 мм, изготовленные блочным методом с I-образными стрингерами, будут испытываться при комбинированном нагружении: сжатии и сдвиге, рис. 11. Предварительные

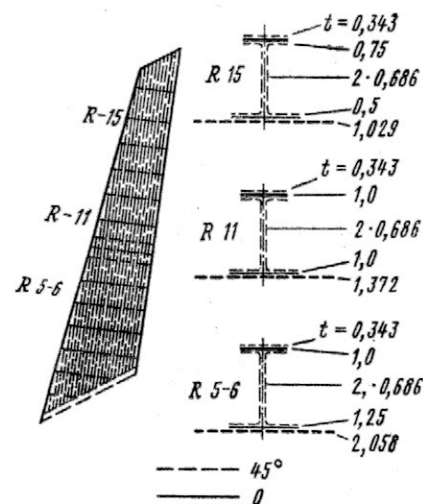
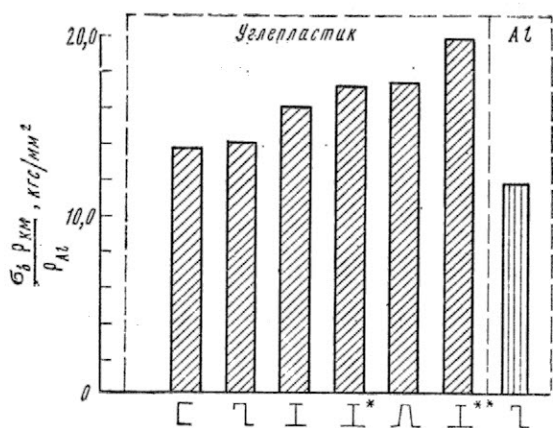


Рис. 9. Изменение толщины обшивки и элементов стрингеров в углепластиковой панели (шаг стрингеров 100 мм; размеры в миллиметрах)



* — панель из однонаправленной ленты;
 ** — модифицированная панель с использованием тканого препрега

Рис. 10. Эффективность панелей обшивки при сжатии

испытания такой панели при сдвиге показали, что они обеспечивают прочность не менее 12 кгс/мм² по всей поверхности кессона.

На этапе предварительного проектирования были выпущены чертежи для всех основных элементов конструкции кессона. Силовая схема кессона включает три лонжерона и семь силовых нервюры для крепления узлов навески и приводов отклонения руля направления, причем расположение лонжеронов и силовых нервюр сохранено таким же, как и в металлическом варианте. Основные конструктивные решения для типовых сечений показаны на рис. 12.

Панели обшивки, объединяющие стрингеры, пояса лонжеронов и нервюры, изготовлены из тканого препрега и однонаправленной ленты методом совместной полимеризации за одну операцию. Стрингеры I-образного сечения высотой 40 мм расположены параллельно заднему лонжерону с шагом 100 мм.

Стенки лонжеронов выполнены многослойными из тканого препрега с подкрепляющими стойками, монолитно отформованными со стенкой методом совместной полимеризации. В концевой части

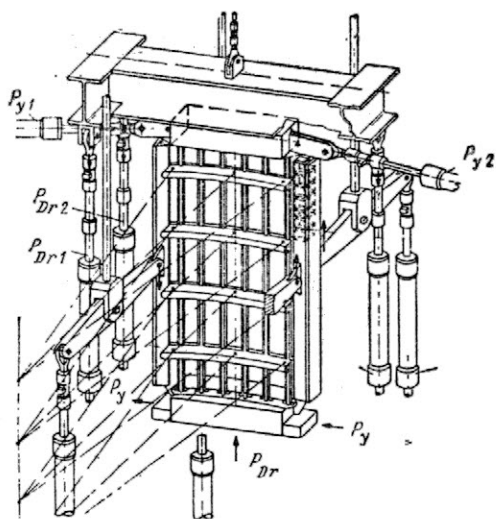
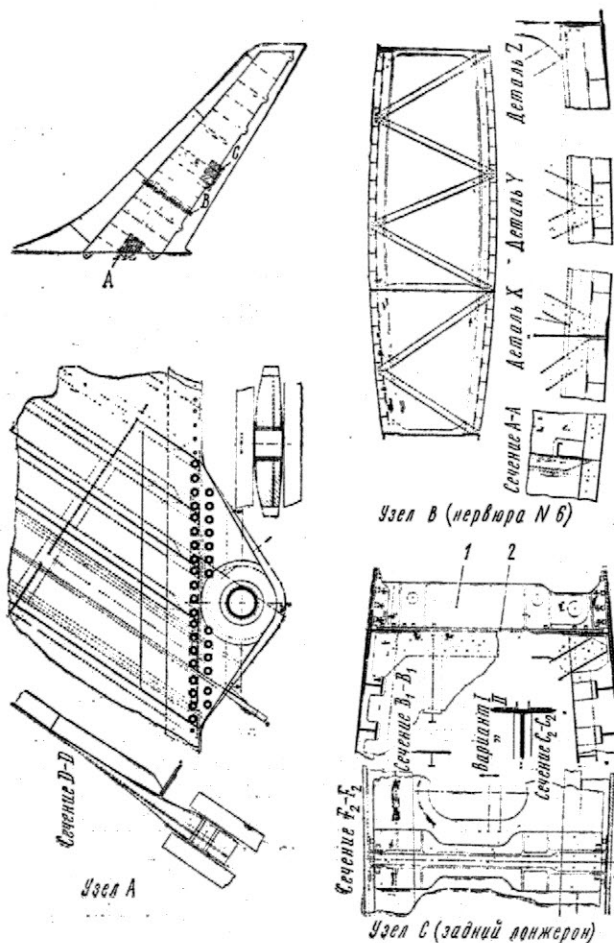


Рис. 11. Схема установки для испытаний панелей обшивки при комбинированном сжатии и сдвиге

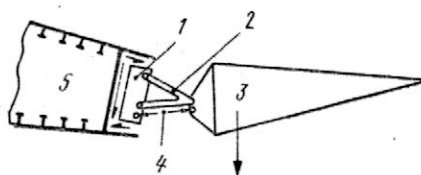


1 — металлический кронштейн; 2 — задний лонжерон

Рис. 12. Конструкция углепластикового кессона киля

переднего и заднего лонжеронов предусмотрены технологические отверстия для сборки и эксплуатационные лючки для проведения техобслуживания. В корневой части имеются узлы крепления к фюзеляжу, воспринимающие перерезывающую силу и также изготовленные методом совместной полимеризации со стенкой лонжерона. Соединение стенок с панелями обшивки осуществляется титановыми заклепками. На заднем лонжероне с помощью болтового крепежа установлены алюминиевые кронштейны для заделки узлов навески и приводов отклонения руля направления, схема передачи нагрузки с которого на кессон киля показана на рис. 13.

Основные силовые нервюры — корневая, концевая и семь нервюр крепления узлов навески и приводов отклонения руля направления — имеют подкрепленные стойками плоские стенки (см. узел С рис. 12), изготовленные из тканого препрега, а остальные девять несилловых нервюр для облегчения выполнены ферменной конструкции (см. узел В рис. 12). Исследуется возможность изготовления поясов промежуточных нервюр методом совместной полимеризации с панелями обшивки.



1 — алюминиевый кронштейн; 2 — шарнирный узел навески; 3 — руль направления; 4 — привод; 5 — кессон киля

Рис. 13. Схема передачи нагрузки с руля направления на кессон

Таблица 4

Весовая сводка кессона килы (в кгс)

Элементы	Углепластиковый кессон	Металлический кессон
Панели и фитинги	341	404
Стенки лонжеронов и фитинги	75	112
Нервюры и фитинги	84	136
Итого:	500	652

Углепластиковые узлы крепления к фюзеляжу, воспринимающие изгибающий момент, выполнены в виде уха из тканого препрега и конструктивно состоят из двух пластин, приклеиваемых к панели обшивки в процессе полимеризации. Из условий безопасности для соединения пластин используется дополнительный болтовой крепеж (см. узел А рис. 12).

Согласно весовой сводке, табл. 4, расчетное снижение веса конструкции в углепластиковом кессоне составляет 152 кгс или 23,3%.

Окончательный расчет кессона килы проводился методом конечных элементов по программе NASTRAN, при этом руль направления рассматривался как податливая балка. Расчетная модель кессона, рис. 14, включала все стрингеры, нервюры и лонжероны. Упругость фюзеляжа учитывалась введением специального суперэлемента. Делается попытка моделировать стрингеры с помощью трех отдельных элементов — стенки и двух поясов (полок), что позволит при расчете на прочность учитывать различную укладку в этих элементах. Расчетными для кессона являются случаи маневренного нагружения и от порывов ветра.

Программой разработки углепластикового кессона предусмотрено проведение испытаний отдельных элементов на старение и статику, а также ста-

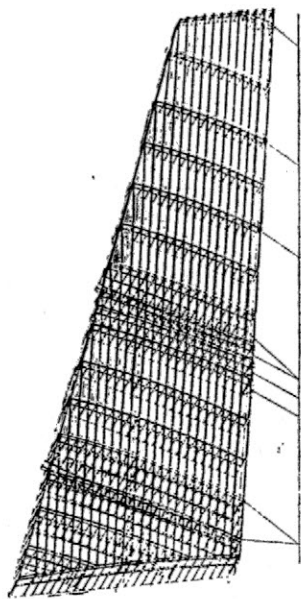
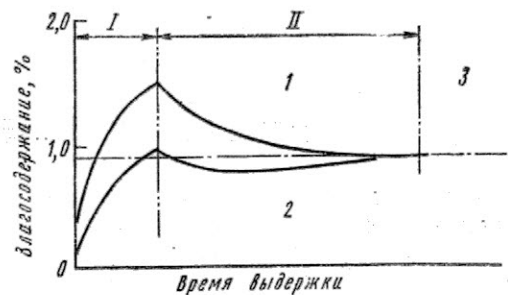


Рис. 14. Расчетная модель углепластикового кессона



1 — тонкие образцы; 2 — толстые образцы; 3 — эксплуатационный уровень влагосодержания

Рис. 15. Цикл старения образцов

тические и усталостные испытания полномасштабных образцов кессона.

Испытания образцов элементов различной толщины на старение будут проводиться в два этапа: на первом этапе образцы выдерживаются при температуре 60°C и относительной влажности 96—98% по достижению в образцах максимальной толщины требуемого уровня влагосодержания, т. е. 0,9% для углепластиков со связующим 5209, после чего образцы проходят на второй этап старения;

на втором этапе моделируются эксплуатационные условия, т. е. температура 70°C и относительная влажность 70%, при этом продолжительность выдержки определяется по достижению эксплуатационного уровня влагосодержания в образцах минимальной толщины.

После завершения двухэтапной выдержки, рис. 15, образцы пройдут испытания на прочность.

В процессе испытаний образцов элементов типа стрингеров, кронштейнов и узлов навески из углепластика, панелей обшивки и т. п. будет проверяться соответствие расчетным характеристикам, а также оцениваться применяемые технологии изготовления и методы контроля с точки зрения их использования в промышленных условиях.

Цель полномасштабных статических испытаний кессона — оценка жесткостных характеристик и несущей способности. Испытания будут проводиться при температуре 70°C и эксплуатационном уровне влагосодержания, при этом климатической камерой для моделирования условий старения будет служить сам кессон.

Полномасштабные усталостные испытания будут проводиться применительно к корневому отсеку кессона с моделированием полетного цикла нагружения. Продолжительность испытаний 96 000 полетов (из условия безремонтного ресурса 48 000 полетов), после чего в конструкции будут смоделированы трещины и отсек пройдет дополнительное нагружение продолжительностью 24 000 полетов для изучения роста трещин и проверки межповоротных периодов и методов контроля. Предполагается, что условия с повышенной влажностью и температурой не окажут существенного влияния на усталостную долговечность кессона, и поэтому испытания будут проводиться в нормальных условиях. После 120 000 полетных циклов нагружения кессон будет испытан на остаточную прочность, но уже при температуре 70°C и эксплуатационном уровне влагосодержания.

Референты Г. Л. Кожевникова, Е. П. Толстобров.
Редактор Б. П. Круглов.

МЕТОДЫ СОЕДИНЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ*

В связи с постоянно растущими требованиями повышения весовой и экономической эффективности конструкций летательных аппаратов, проблема соединений представляется одной из наиболее важных, и в этом направлении фирмы авиационно-космической промышленности США и стран Западной Европы ведут интенсивные исследования. Исследования связываются в основном с методами механических соединений, склейкой, клеесваркой и сваркой.

ИССЛЕДОВАНИЕ СОЕДИНЕНИЙ В США

Механические соединения. Согласно опросу фирм авиационно-космической промышленности США, механический крепеж на протяжении ряда последующих лет останется преобладающим для соединения элементов в конструкции планеров самолетов и двигателей, несмотря на разработку новых, более экзотических методов соединений. Существующие потребности в механическом крепеже чрезвычайно высоки и превосходят производственные мощности фирм-поставщиков, основной проблемой которых является нехватка сырья. Последнее обстоятельство, в комплексе с высоким уровнем спроса, ведет к увеличению времени реализации заказов до года и более даже для обычного крепежа. Ряд фирм-поставщиков предусматривает возможности или уже расширяет производственные мощности, но этот подход ограничивается нехваткой квалифицированных рабочих и большими временными затратами, обусловленными закупкой и установкой нового станочного оборудования.

Исследования в области механических соединений направлены на разработку новых типов крепежа и использование улучшенных и специальных материалов с повышенными характеристиками коррозионной стойкости, а также усталостной и статической прочности, что в конечном итоге позволит использовать крепеж меньшего диаметра и, таким образом, будет достигнуто снижение веса. Особое внимание в исследованиях обращается на разработку крепежа для конструкций из композиционных материалов, особенно на основе углеродных волокон, для которых характерна большая разность потенциалов при контакте с металлами.

Применительно к композиционным материалам (особенно к углепластикам) наиболее приемлемыми материалами для крепежа являются титановые сплавы, сплав MP 35N (разработанный фирмой SPS Технолоджиз) и нержавеющей сталь А-286. Титановый крепеж используется фирмой Боинг для соединений в углепластиковых поверхностях управления самолетов 757 и 767, а фирмой Макдоннелл-Дуглас — в конструкциях из композиционных материалов самолетов F-18 и AV-8B.

Титановый крепеж пользуется большим спросом как в самолетных конструкциях, так и в двигателестроении, особенно в зонах повышенной температурой. Согласно заявлению представителей фирмы Пратт-Уитни, спрос на титановый крепеж и крепеж из жаропрочных сплавов типа веспалоя (никелевый сплав с высоким содержанием кобальта и хрома) постоянно увеличивается. Поэтому фирма просматривает возможности замены титана и сплавов с содержанием кобальта, например, сплавом инконель 718, а также исключения кадмиевых покрытий, частично из-за малых производственных мощностей по осаждению кадмия. Фирма Пратт-Уитни традиционно сохраняет проволоочную контровку в резьбовом крепеже в отличие, например, от фирмы Джeneral Электрик, которая полностью исключила данный вид контровки из двигателей T700 и F404 (кроме соединений в топливной системе).

Расширение деловых контактов с авиационно-космической промышленностью отмечается отделением ESNA фирмы Америкейс, изготовителем самоконтрающихся гаек и крепежных деталей с внутренней резьбой. Увеличение заказов началось в конце 1977 г. и продолжалось в течение 1978 и 1979 гг. Поставки отделения ESNA разделяются примерно поровну между самолето- и двигателестроительными фирмами. Время реализации заказов для первых превышает 40 недель, а для вторых — свыше 52 недель. Для двигателей требуется крепеж из сплавов с повышенным содержанием никеля и кобальта и, в большинстве случаев, с серебряным покрытием. Первое обстоятельство приводит к удлинению времени реализации, а последнее — к увеличению стоимости (стоимость серебра в 1979 г. возросла со 193 до 1125 долл./кгс). Время реализации заказов на крепеж из сплава веспалоя может составить до 70 недель, из которых 40 тратятся на получение материала, а 30 — на изготовление деталей. Несмотря на большие сроки реализации заказов, отделение ESNA не предусматривает расширение производственных мощностей, поскольку фирма считает, что она располагает необходимыми парком оборудования и производственными площадями. Увеличение производительности будет вестись за счет повышения квалификации рабочих и использования передовых методов изготовления инструмента и штампов.

Проблема получения исходных материалов для механического крепежа также отмечается фирмой Микродот, которая выделила 25,4 млн. долл. на увеличение производственных мощностей для изготовления крепежа с внутренней резьбой, предусматривая закупку нового оборудования и станков и расширение площадей (ввод нового оборудования планировался летом 1980 г.). Время реализации продукции на основных линиях колеблется в пределах 40—52 недель.

В январе 1980 г. увеличила производственные мощности фирма Черри Фастенерз, установив новые станки и расширив производственные площади на

* Joining technology for the 1980's.
Aviation Week and Space Technology, 1980, v. 112, 18/11, N 7, p. 38—59.

20%. Фирма увеличила число рабочих на 15% в 1979 г., при этом объем продукции для авиационно-космической промышленности возрос на 35% по сравнению с 1978 г. Время реализации заказов на фирме Черри Фастенерз составляет около года для лок-гаек и до шести месяцев для некоторых видов крепежа с потайной головкой. Временные затраты фирмы Черри Фастенерз на приобретение титанового сплава Ti—6Al—4V составляют 6 месяцев и до 9 месяцев для специального сплава 55Ti—45Cb (55% титана и 45% ниобия), который используется во многих продуктах фирмы. Сплав 55Ti—45Cb имеет прочность и пластичность, сопоставимые со сплавом монель, и совместим с углепластиковыми. Фирма Черри Фастенерз разрабатывает для фирмы Боинг крепеж «черрибак» (Cherryback) с потайной головкой для использования в элеронах и других поверхностях управления самолета Боинг 767. Хвостовая часть указанного крепежа изготовлена из сплава 55Ti—45Cb, которая приваривается трением к телу из сплава Ti—6Al—4V и высаживается при установке как на обычных заклепках, образуя замыкающую головку. Крепеж «черрибак» фирма Макдоннелл-Дуглас может использовать в конструкции самолета F-18. Перспективные исследования фирмы Черри Фастенерз включают разработку из сплава 55Ti—45Cb потайного крепежа с односторонним подходом для использования в конструкциях из композиционных материалов.

Фирма Моногрэм Аэроспейс Фастенерз выпустила четырехкомпонентный крепеж с потайной головкой под названием «биг фут» (Big Foot) для соединения элементов конструкций из композиционных материалов. В крепеже «биг фут» гайка выполнена из титана, центральный винт (болт) из нержавеющей стали, одна втулка из нержавеющей стали A-286, а другая, устанавливаемая в композиционный материал, — из никелевого сплава. При завинчивании втулки зажимают (стягивают) соединяемые обшивки, при этом втулка, работающая на смятие, развальцовывается с образованием большой поверхности со стороны потайной головки. Поскольку крепеж «биг фут» является двухвтулочным, то для его установки требуется несколько больший зазор со стороны потайной головки, чем в обычном крепеже, что ведет к необходимости обеспечения более жестких допусков при обработке отверстий.

Крепеж «биг фут» проходит оценку на фирме Макдоннелл-Дуглас на конструкции самолетов F-18 и AV-8B. К данному типу крепежа проявляет интерес фирма Боинг для использования в конструкции кессона стабилизатора самолета Боинг 737 из композиционных материалов, который разрабатывается по контракту NASA в рамках программы повышения энергетической эффективности самолетов ACSE.

Для высокопрочного крепежа фирма SPS Текнолоджиз разработала сплав MP 35N с пределом прочности при растяжении 169 кгс/мм и улучшенной коррозионной стойкостью под напряжением. Фирма ведет исследования применительно к двигателям, и ее интересуют сплавы, сохраняющие высокие прочностные характеристики в условиях повышенной температуры, как, например, сплав инконель 718. Новый сплав MP 159, разработанный фирмой SPS Текнолоджиз, имеет такую же усталостную прочность при нормальной температуре, как и сплав

MP 35N, сохраняет хорошие характеристики ползучести и имеет предел прочности при растяжении, равный 140 кгс/мм при 593°C. Центральное место в продукции фирмы SPS занимает титановый крепеж, хотя и испытывается недостаток в исходном сырье. Ведутся попытки по разработке крепежа для конструкций из композиционных материалов.

Более 90% продукции отделения в Лос-Анджелесе фирмы Хак Мануфэкчуринг связано с авиационно-космической промышленностью США и ряда других стран. В 1979 г. отделение увеличило выпуск продукции на 80%, введя в действие в январе 1980 г. новый завод. Представители фирмы отмечают увеличение спроса на механический крепеж с потайной головкой.

Фирма Дуглас Эркафт разрабатывает крепеж с уменьшенным диаметром резьбовой части, известный как модифицированный «хай-лок» (high-lock), который позволяет использовать гайки на один номинал меньше, что в конечном итоге может привести к снижению веса гаек на 25%. В этом случае также улучшается подход для инструмента типа ключей. Другая область исследований фирмы Дуглас — использование тефлоновых покрытий на крепеже и шайбах из нержавеющей стали для предотвращения фреттинг-коррозии, которая ведет к образованию трещин в зоне отверстий. К эффективным способам повышения усталостной долговечности относится калибровка отверстий перед установкой крепежа, которая улучшает качество поверхности и наводит остаточные сжимающие напряжения, снижающие, в свою очередь, растягивающие напряжения в процессе эксплуатации.

Подготовка отверстий в конструкциях из графитоэпоксидных композиционных материалов является более сложным процессом, чем в алюминиевых деталях, из-за низкой пластичности. Поэтому фирма Дуглас просматривает вариант крепежа, который заполнял бы отверстие с одновременным обеспечением равномерного натяга, при невысоких требованиях к качеству отверстия. На фирме также ведутся исследования заклепок из алюминиевого сплава 7050.

Фирма Воут по контракту с ВВС США изготовила установку и налаживает производство двух типов стеклопластикового крепежа. Оба типа крепежа имеют одинаковые с алюминиевым характеристики на срез, а по экономическим показателям конкурентоспособны с титановым, обычно используемым в конструкциях из композиционных материалов. Разработанные типы крепежа отличаются по материалу, конструкции и методу установки. Первый тип представляет двухэлементный крепеж, оба элемента которого изготовлены из термореактивного стеклоэпоксидного пластика. Второй тип — одноэлементный крепеж из термопластичного стеклополисульфонового пластика. Оба типа крепежа выпускаются трех размеров — диаметром 4,76, 6,35 и 7,94 мм — с двумя видами головки: потайной и «танис» (Tanis-head). Последняя является выпуклой и разработана из условия обеспечения требуемых характеристик на растяжение, допускающих установку без повреждения соединяемых деталей из композиционных материалов. Крепеж с танис-головкой может быть установлен с растягивающим усилием, составляющим до 35% несущей способности на срез.

Два элемента — шпилька и втулка, образующие крепеж из терморепактивного стеклопластика, полимеризуются перед постановкой и склеиваются вместе эпоксидным клеем при установке. Технология постановки крепежа: нанесение клея, стяжка в соединении и отверждение под давлением при температуре 149°C с выдержкой 1 ч. Одноэлементный терморепактивный крепеж аналогичен обычным заклепкам. Установка производится с помощью модифицированной посадочной машины с одновременным приложением давления и температуры. В процессе установки смола размягчается и образуется замыкающая головка.

Фирма Воут разработала стеклопластиковый крепеж и машину для его изготовления по контракту лаборатории материалов ВВС на сумму 300 тыс. долл. с августа 1977 г. по декабрь 1978 г. За это время были изготовлены 3000 образцов терморепактивного крепежа и 2000 образцов терморепактивного. Демонстрационная программа по контракту армии и ВВС на сумму 200 тыс. долл. включает оценку крепежа на конструкции хвостовой балки вертолета из композиционных материалов.

По специальному заказу NASA и с согласия ВВС фирма Воут изготовила крепеж из углепластика на основе полиимидного связующего, который является более термостойким. Углепластиковый терморепактивный крепеж выпущен в двухэлементном варианте с плоской потайной и выпуклой головками.

Склейка и клеесварка. Работы по исследованию клеевых и клеесварных соединений в алюминиевых конструкциях, проводимые по контрактам ВВС, проходят этап отработки промышленной технологии. Интерес ВВС к клеевым соединениям для сборки агрегатов и узлов самолетных конструкций обусловлен желанием снизить вес, увеличить ресурс и повысить коррозионную стойкость в зонах соединений, которые могут быть выполнены при меньших затратах. Исследования клеевых соединений включают такие области, как поверхностная обработка под склейку, выбор клеев и грунтовок, процессы их нанесения и отверждения.

Основное значение грунта — защита подготовленной поверхности перед склейкой и от коррозии по клеевому шву. Однородность грунтовки является критическим показателем из условия обеспечения качественного соединения, и с этой точки зрения метод электроосаждения грунта представляется одним из наиболее перспективных. Оптимальная толщина слоя грунта для алюминиевых деталей составляет 0,005 мм. Электроосаждение представляет собой электролитический процесс. Элемент конструкции погружается в ванну с ионизированным раствором грунта и подключается как один из электродов. Толщина покрытия определяется величиной напряжения, при этом допуск на толщину слоя может колебаться в пределах нескольких десятитысячных миллиметра. Основным исполнителем работ по грунтовке является фирма Нортроп, а фирма Шервин-Уильямс по субконтракту разрабатывает грунт.

ВВС также проявляют интерес к введению клея в механические соединения с целью увеличения устойчивости и долговечности. Для обеспечения эффективности и практической технологичности процесс введения клея должен быть простым и, следова-

тельно, число дополнительных операций должно быть минимальным.

Исследования клеев с комнатной температурой отверждения предусматривают исключение автоклавной склейки и склейки в анаэробных условиях. Такие клеи могут быть использованы непосредственно в полевых условиях или на базах, где условия далеки от идеальных.

Представляются перспективными ацетиленовые функциональные клеи, которые имеют преимущества по сравнению с эпоксидными с точки зрения большей термостойкости и меньшего влагопоглощения. Они логически проще, поскольку не требуют хранения в переохлажденном состоянии. Основным недостатком ацетиленовых функциональных клеев — высокая температура отверждения (205°C и выше), что исключает возможность их использования с существующими алюминиевыми сплавами. Тем не менее в лаборатории материалов ВВС надеются разработать высокотемпературные клеи этой системы для использования их в конструкциях с повышенной рабочей температурой, изготовленных из новых перспективных жаропрочных алюминиевых сплавов.

Фирма Макдоннелл-Дуглас затратила свыше 500 тыс. долл. на проведение исследований клеевых соединений, включая программу PABST, которая была начата в 1975 г. по контракту лаборатории динамики полета. По этой программе была отработана технология склейки, изготовлен и испытан натурный отсек фюзеляжа самолета YC-15 длиной 12,8 м.

Клеесварка представляется процессом, согласно заявлению представителей ВВС, который может быть выполнен при сравнительно небольших затратах на оборудование. В клеесварных соединениях на подготовленные поверхности соединяемых деталей наносится клей, затем детали собираются в приспособлении, проводится автоматическая точечная сварка и узел помещается в печь для отверждения клея. Процесс исключает необходимость в автоклавах и сложной оснастке для предотвращения температурных поводок. В данном виде соединений нагрузка воспринимается клеем, а назначение сварных точек — фиксация взаимного положения деталей при отверждении клея. Использование сварочных машин с ЧПУ и обычных печей позволит снизить энерго- и трудоемкость сборочных работ.

Технология клеесварки разработана фирмой Нортроп по контракту лаборатории материалов ВВС и включает в качестве метода подготовки поверхности фосфорнокислотное анодирование, процесс которого разработан фирмой Боинг. Проверка клеесварки проводится фирмой Фэрчайлд Рипаблик, которая с конца февраля 1980 г. и до конца апреля 1981 г. должна была установить по пяти клеесварных панелей на фюзеляж более чем в 75 самолетах А-10. Общие затраты на исследование клеесварки применительно к самолету А-10 составили свыше 1,3 млн. долл., включая восемь фюзеляжных панелей на опытном самолете, панели фюзеляжа на серийных самолетах и элементы силовой конструкции.

Перед принятием решения о внедрении клеесварки в серийные самолеты А-10 был проведен экономический анализ, подтвердивший более высокую эффективность по сравнению с клееными панелями, изготовленными автоклавным методом. При оценке

исходили из общего числа 2500 панелей, т. е. при серии 500 самолетов. Капитальные вложения на промышленное оборудование амортизировались на 50%, а расходы на оснастку — на 100%. Покупка и установка автоклава и дополнительного оборудования оценивались в 229 тыс. долл., а оснастки для склейки — в 110 тыс. долл. Амортизационные отчисления на одну клееную панель в этом случае составили 90 долл. Машина для точечной электросварки и необходимое оборудование для нее оценивались в 65 тыс. долл., а оснастка для клеесварки — в 10 тыс. долл. Амортизационные отчисления на одну клеесварную панель соответственно составили 17 долл. Кроме того, как показала дальнейшая оценка, при использовании клеесварки снижаются эксплуатационные расходы, включающие стоимость энергии. Для клееных панелей они составили 15 долл. на панель, а в случае клеесварных панелей только 1 долл.

Дальнейшее повышение эффективности метода соединения клеесваркой будет проводиться за счет усовершенствования непроизводительных операций, таких как, например, нанесение клея, которое в настоящее время осуществляется валиком или кистью. Поэтому лаборатория материалов ВВС исследует возможность применения пленочных клеев и других более экономичных методов.

Сварка. В авиационно-космической промышленности в настоящее время используются в основном три вида сварки: аргонно-дуговая вольфрамовым электродом, аргонно-дуговая плавящимся электродом и электронно-лучевая, из которых основной считается первая.

Большая роль в усовершенствовании существующих и разработке новых видов сварки принадлежит программам разработки космических аппаратов, в частности создания МВКА «Спейс Шаттл». Так, при разработке основного двигателя на фирме Рокуэлл Интернешнэл (отделение Рокетдайн) за счет применения сварки удалось снизить вес соединений при одновременном сокращении времени производства, уменьшении дефектов и минимизации термических поводов. Фирма Рокуэлл применяет различные виды сварки, включая электронно-лучевую, плазменную дуговую и аргонно-дуговую с вольфрамовым электродом. Фирма использует также усовершенствованные виды пайки твердыми припоями и рассматривает возможности использования лазерной сварки.

Электронно-лучевая сварка позволяет сваривать детали без последующей механической обработки, при этом поводка укладывается в допуски, что обусловлено прогревом очень узкой зоны. Повышение эффективности данного вида сварки связано с автоматизацией процесса. Разработанная на фирме Рокуэлл автоматизированная сварочная машина позволяет проводить автоматическую регулировку энергии луча в зависимости от толщины свариваемых элементов, автоматическую фокусировку луча при изменении расстояния до места сварки, поддерживать постоянную дистанцию до свариваемого шва в случае волнистой поверхности и автоматически отслеживать шов. Система отслеживания шва имеет запоминающее устройство и записывает информацию в случае свариваемых впер-

вые деталей, чтобы использовать ее при последующих аналогичных работах. Преимущества автоматизированных сварочных машин: снижение времени сварки, возможность сварки деталей сложной формы и автоматическая остановка процесса при таких дефектах, как заброс по току.

Дуговая плазменная сварка представляет вариант сварки с вольфрамовым электродом, но с большей концентрацией тепловой энергии, что дает возможность проводить сварку за один проход. В этом виде сварки также исключаются выплески и уменьшается поводка, а поэтому плазменная сварка получает широкое распространение в авиационно-космической промышленности. Так, на фирме Рокуэлл плазменная сварка использовалась для соединения элементов рубашки сопла основного двигателя МВКА «Спейс Шаттл». В созданной установке для наблюдения и воспроизведения сварочного шва на дисплее используется система волоконной оптики.

Представляется перспективной лазерная сварка, которая, согласно заявлению руководителей отделения технологии авиационной базы ВВС Райт-Паттерсон, в настоящее время исследуется для соединения элементов большой толщины применительно к самолетным конструкциям. Фирма Рокуэлл (отделение Рокетдайн) уже более года проводит разработку технологии лазерной сварки и предполагает, что промышленная установка может быть создана в течение ближайших 2—5 лет. Основное преимущество лазерной сварки — возможность проведения в обычной атмосфере при аналогичных с электронно-лучевой сваркой показателях. Фирма Пратт-Уитни применяет лазерную сварку в течение более семи лет на установках с использованием лазера, работающего в непрерывном и импульсном режимах, что ограничивает выходную мощность до 700 Вт. Фирма предполагает в ближайшем будущем разработать установку с использованием газового лазера с выходной мощностью 6 кВт.

Из других методов, представляющих перспективными, следует выделить плазменную сварку с переменной полярностью, в процессе которой при изменении полярности происходит очистка сварочного шва от примесей. Согласно данным NASA, плазменная сварка с переменной полярностью позволяет сваривать за один проход алюминиевые детали толщиной до 12,7 мм, при этом шов не имеет внутренних дефектов и не требует дорогостоящей операции зачистки.

Большое внимание в исследованиях сварочных процессов уделяется проблеме использования роботов для выполнения повторяющихся операций в тяжелых условиях. В этом направлении ведется работа в центре космических полетов им. Маршалла, где планировалось их использование уже в 1980 г.

Применительно к титановым конструкциям наибольший эффект ожидается от внедрения диффузионной сварки совместно с методом сверхпластического формования. Исследования в этом направлении ведутся фирмами Рокуэлл, Боинг, Грумман и Макдоннелл-Дуглас по программе VLATS, стоимость контрактов по которой составляет 9 млн. долл. Цель программы — снижение стоимости изготовления на 50% и веса конструкции на 30%.

ИССЛЕДОВАНИЯ В СТРАНАХ ЗАПАДНОЙ ЕВРОПЫ

Для ведущих фирм авиационно-космической промышленности стран Западной Европы характерна тенденция сохранения хорошо изученных методов соединений и проведения исследований с целью снижения стоимости. Такой подход задерживает темпы технического прогресса и приводит к отставанию от промышленности США. Наиболее передовой в этом плане является авиационная промышленность ФРГ, ведущее положение в которой принадлежит фирме VFW-Фоккер. В частности, ею исследуется применимость, алюминиевых заклепок, обработанных на твердый раствор, для соединения элементов из высокопрочных алюминиевых сплавов. Постановка данного класса заклепок должна проводиться в отожженном состоянии, жизнеспособность которого сохраняется при нормальной температуре в течение всего 2 ч, а поэтому они должны храниться при температуре -20°C .

Использование заклепок, обработанных на твердый раствор, позволит упростить технологию сборки конструкций, снизить стоимость и энергозатраты и повысить эффективность машинной клепки. Программой исследований предусмотрен цикл раз-

личных испытаний с целью оценки прочностных и усталостных характеристик, определения оптимальных технологических параметров процесса ручной и машинной клепки и получения необходимой для проектирования информации.

Согласно заявлению специалистов фирмы VFW, фирмы стран Западной Европы значительно отстают от США по объемам применения машинной клепки, что обуславливает высокую стоимость конструкций. Например, объем машинной клепки на фирме Боинг составляет 65%, а на фирме VFW при изготовлении пассажирских самолетов всего 3—4%.

Из других исследований выделяются работы, проводимые на фирме ВАе (Англия) по разработке технологии диффузионной сварки в сочетании с сверхпластическим формованием для изготовления титановых конструкций из тонколистовых материалов. Фирма ВАе планировала начать летные испытания диффузионно-сварных титановых конструкций в 1980 г., а внедрение в промышленность в 1982—1983 гг. Снижение стоимости изготовления титановых конструкций в этом случае по сравнению с клепаными, паяными и сварными другими методами оценивается в 50%.

Референт *Е. П. Толстобров.*
Редактор *Б. П. Круглов.*

„ТИ“, ОНТИ ЦАГИ, 1981, № 13, 1—26.

Редакционная коллегия: Г. В. Александров, Г. Е. Даньшина (секретарь), Р. Д. Иродов, А. Г. Мушин,
Е. И. Ружицкий (председатель), В. М. Фролов, Ю. Я. Шилов (ответственный редактор).

Технический редактор В. Н. Добровольская

Корректор Л. В. Морозова

Сдано в набор 16.06.81.

Подписано в печать 06.08.81.

Формат бумаги 60×90¹/₈.

Типографская № 1.

Литературная гарнитура

Высокая печать.

Бум. л. 1,75.

Усл. печ. л. 3,5.

Уч.-изд. л. 4,03.

Тираж 2881 экз.

Цена 55 к.

Типография ЦАГИ. Зак. 1387.