

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Композиционные материалы в конструкции перспективных транспортных самолетов	1
Выбор материалов и технологии производства самолета Боинг 767	5
Ресурс и надежность планера самолета F-16	18
Новый стабилизатор самолета F-16	21
Применение титановых сплавов в самолетостроении	24
Шестой полет многоразового воздушно-космического аппарата „Спейс Шаттл“	29

УДК 620.1/22

КОМПОЗИЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ В КОНСТРУКЦИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ*

Проблема повышения экономической эффективности транспортных самолетов, особенно в условиях постоянного роста цен на топливо, приобретает особую актуальность, и с этой целью по программам NASA, BBC, BMC и ряда фирм США ведутся исследования по оценке применимости различных технических достижений, обеспечивающих как улучшение аэродинамических характеристик, так и повышение весовой отдачи конструкции. В частности, фирма Боинг провела системные исследования по оценке эффективности применения графитоэпоксидных композиционных материалов (КМ) в конструкции транспортных самолетов будущего поколения со сроком ввода в эксплуатацию в период 1995—2000 гг. Основные положения и результаты указанных системных исследований кратко изложены в данной статье.

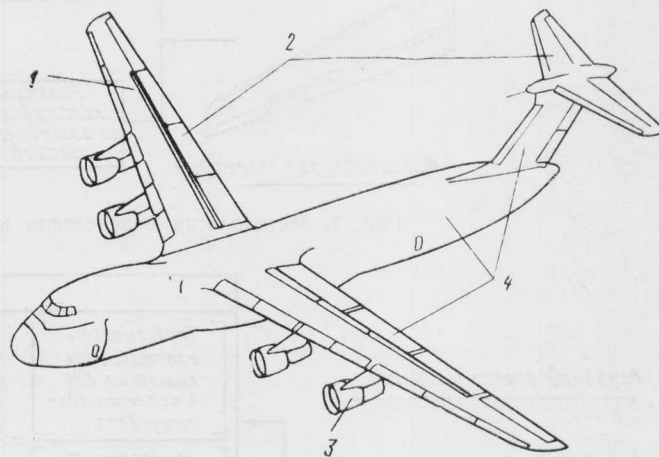
В проведенных исследованиях были рассмотрены различные технические достижения, уровень которых соответствует прогнозам на 1990 г., т. е. воплощение которых осуществимо на самолетах с началом ввода в эксплуатацию в 1995 г. К таким достижениям, в первую очередь, относятся следующие (рис. 1):

- крыло с суперкритическим профилем;
- системы активного управления (включая снижение статической устойчивости);
- усовершенствованные двигатели (в соответствии с результатами исследований NASA по программе EEE);
- конструкции из графитоэпоксидных КМ.

При оценке эффективности применения КМ в качестве основы для сравнения был взят исходный самолет с конструкцией из Al-сплавов, включающий все остальные технические достижения. Процесс системных исследований включал этапы выбора материалов, оценки стоимости материалов, определения весовой отдачи, экономическую оценку и т. п., которые схематично показаны на рис. 2. Требования целевого назначения были взяты из условий использования самолета как в военных целях, так и для пассажирских перевозок, и включали:

- вес полезной нагрузки 150 тс;

* Lange R. H., Moore J. W. System study of application of composite materials for future transport aircraft. AIAA Paper N 82—0812.



1—крыло с суперкритическим профилем; 2—системы активного управления; 3—усовершенствованные двигатели; 4—конструкция из перспективных композиционных материалов (в исходном варианте самолета — из алюминиевых сплавов)

Рис. 1. Области технического усовершенствования самолетов

дальность полета с полезной нагрузкой 6480 км;
крейсерское число $M=0,8$;
начальная крейсерская высота полета 10 500 м;
взлетная дистанция не более 2900 м.

Экономические ограничения:

оценка стоимости по курсу 1980 г.;
стоимость топлива 26,4 цент./л;
годовой налет 900 ч;
объем серии 200 самолетов;
парк 200 самолетов;
срок службы 20 лет.

Формирование геометрического облика самолета и определение основных характеристик проводилось по программе GASP (Generalized Aircraft Sizing and Performance), разработанной фирмой Локхид. Работа программы зависит от числа вводимых исходных данных (общих для любого типа самолетов), включая требования целевого назначения, геометрические характеристики и данные по силовой установке. При этом особое значение для исходных данных, вводимых в программу GASP, имел коэффициент весовой отдачи материала, который для Al-сплавов был принят равным единице. Коэффициенты весовой отдачи были определены для всех основных агрегатов, таких как крыло и фюзеляж.

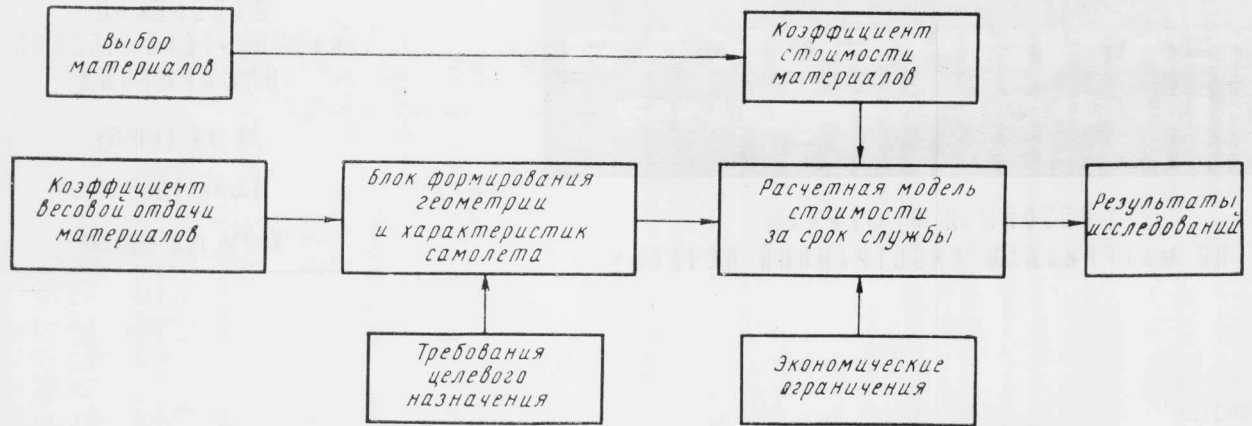


Рис. 2. Блок-схема программы исследований

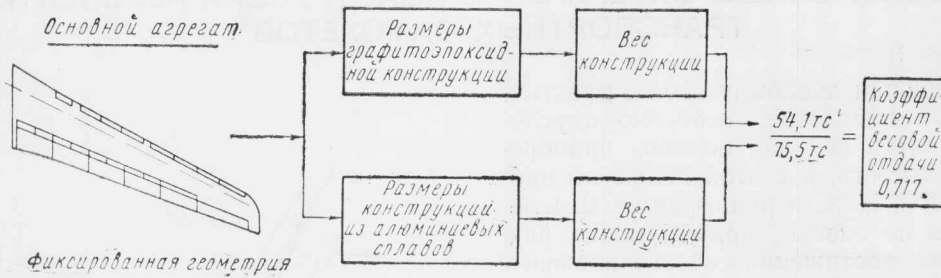


Рис. 3. Методология определения коэффициента весовой отдачи материала

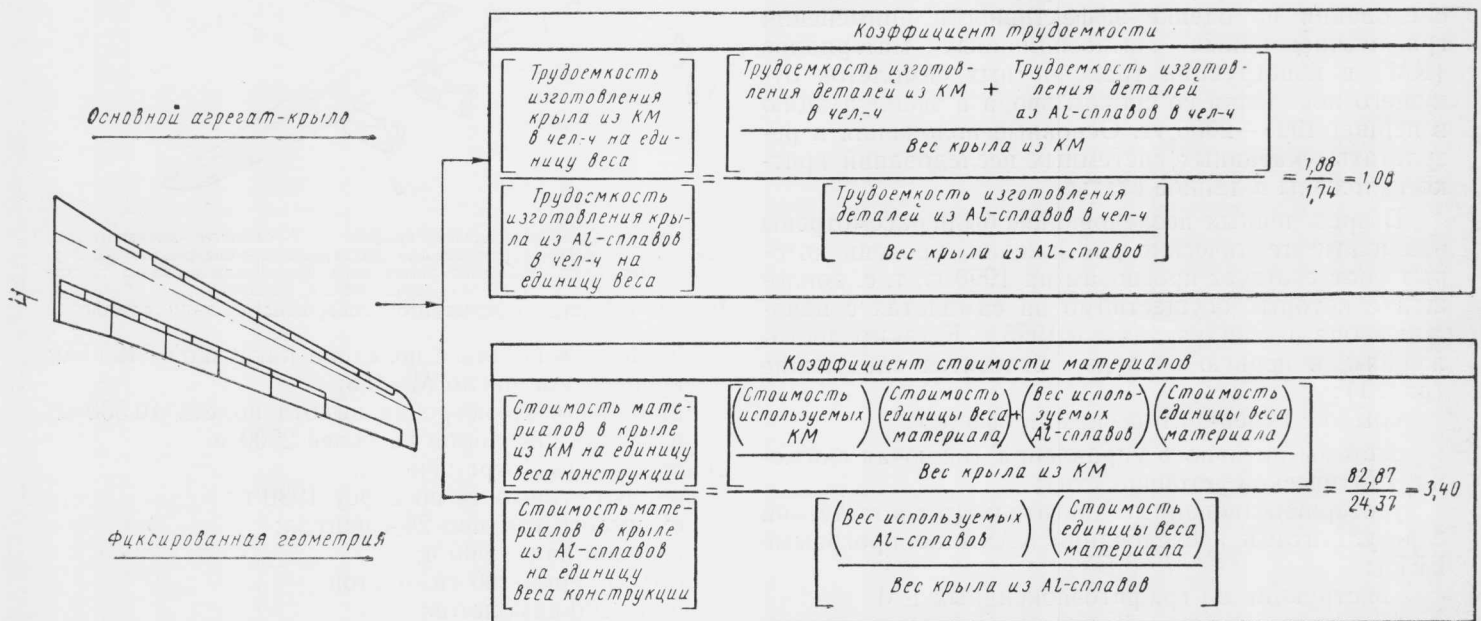


Рис. 4. Методология определения коэффициентов трудоемкости и стоимости материалов (стоимость Al-сплавов принята равной 9,9—13,2 долл./кгс, а для графитэпоксидных КМ — 66 долл./кгс)

зеляж. На первом этапе геометрические размеры и вес самолета определялись для случая применения Al-сплавов, а затем проводилась замена материала. Коэффициент весовой отдачи материала в агрегате определялся как отношение веса агрегата из КМ к весу агрегата из Al-сплавов (рис. 3).

Одним из параметров оптимизации самолета являются издержки за срок службы, который был принят равным 20 годам эксплуатации в военно-транспортных целях. С помощью экономической

модели расчета определялись два показателя: стоимость приобретения (первоначальная стоимость) и эксплуатационные расходы за 20 лет для всего парка самолетов. Для точного учета стоимости материалов и трудозатрат, связанных с разработкой, изготовлением и эксплуатацией самолета из перспективных материалов, в экономическую модель также вводились коэффициенты стоимости материалов и трудоемкости (рис. 4). Учет затрат на НИОКР при разработке конструкций из

Таблица 1

Основные характеристики и экономические показатели проектов перспективного транспортного самолета

Характеристики	Самолет из алюминиевых сплавов	Самолет из композиционных материалов
Крейсерское число М	0,80	0,80
Дальность полета, км	6485	6485
Полезная нагрузка, тс	150,14	150,14
Максимальный взлетный вес, тс	483,54	412,78
Вес топлива, тс	111,58	93,69
Вес пустого снаряженного самолета, тс	210,15	159,17
Вес конструкции, тс:		
самолета	163,20	
крыла	75,43	
фюзеляжа	58,51	
оперения	6,80	
Относительное удлинение крыла	7,77	8,84
Площадь крыла, м ²	730,78	623,38
Площадь оперения, м ²	206,43	164,20
Тяга двигателей, тс	4×30,01	4×25,06
Производительность самолета, тс·км/кгс топлива	9,60	11,5
Издержки за срок службы, млн. долл.	282,5	250,8
Первоначальная стоимость, млн. долл.	118,0	114,2
Эксплуатационные расходы, млн. долл.	164,5	136,6

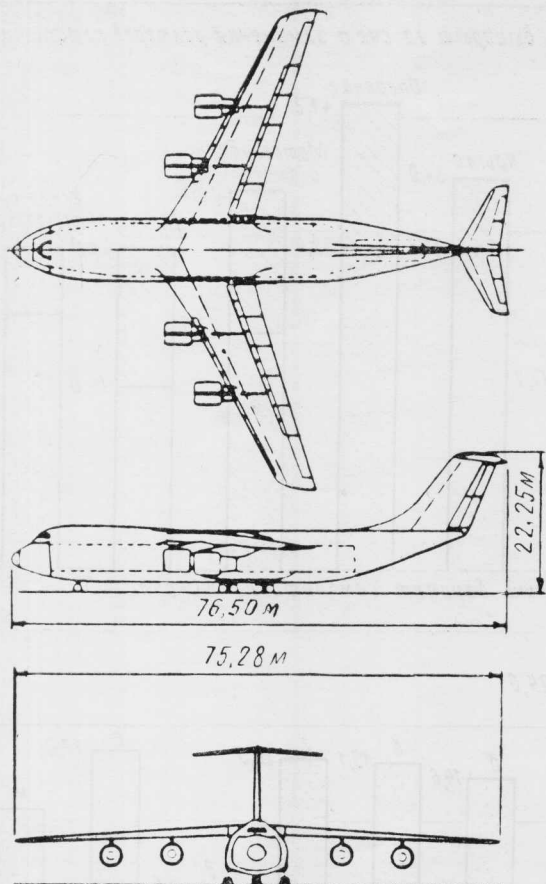


Рис. 5. Общий вид исходного варианта самолета из Al-сплавов

КМ, включающих проектирование, изготовление, наземные и летные испытания отдельных узлов и агрегатов, проводился на основе результатов анализа данных, полученных по программам разработки из КМ таких агрегатов, как руль высоты самолета Боинг 727, верхняя секция руля направления самолета DC-10, внутренний элерон самолета L-1011, стабилизатор самолета Боинг 737, кили самолетов DC-10 и L-1011, предкрылок самолета С-5А, носок крыла самолета С-141 и др. При расчете коэффициентов стоимости материалов были приняты следующие цены на полуфабрикаты: из Al-сплавов — 9,9 долл./кгс для листов и 12,2 долл./кгс для профилей, для графитоэпоксидных КМ — 66 долл./кгс.

Общий вид и основные летно-технические данные исходного варианта оптимизированного самолета из Al-сплавов показаны на рис. 5 и в табл. 1. Для самолета характерны следующие показатели: относительное удлинение крыла 7,77, максимальный взлетный вес 483,54 тс, издержки за срок службы 20 лет парка в 200 самолетов составляют 282,5 млн. долл.

Общий вид и основные характеристики самолета из графитоэпоксидных КМ показаны на рис. 6 и в табл. 1. Самолет из КМ имеет крыло с относительным удлинением 8,84, максимальный взлетный вес 412,78 тс и издержки за срок службы 250,8 млн. долл.

Объем применения КМ в конструкции в целом по самолету был принят равным 53%, а поагрегатно меняется следующим образом: 80% в крыле, 81% в оперении, 31% в фюзеляже, 34% в мотогон-

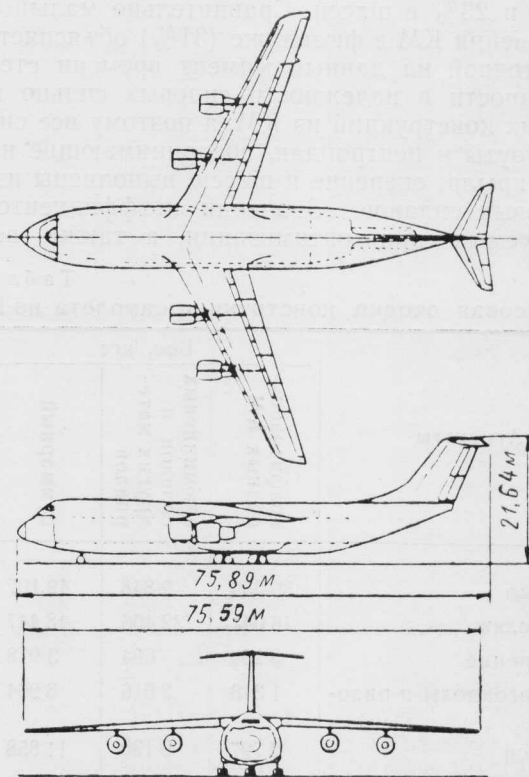


Рис. 6. Общий вид самолета из КМ

Таблица 2

Весовые и стоимостные коэффициенты графитоэпоксидных КМ при использовании в конструкции самолета

Агрегаты и элементы конструкции из КМ	Коэффициенты		
	трудоемкости изготовления конструкции	стоимости материала	весовой отдачи
Крыло: панели обшивки передний лонжерон задний лонжерон нервюры кромки	3,40	1,08	0,717
Фюзеляж: оболочка герметичного отсека хвостовой отсек грузовой пол балки пола и шпангоуты под полом створки ниши основного шасси створки заднего грузового отсека обтекатели и створки ниши носового шасси	1,92	1,03	0,839
Оперение: обшивка передний и задний лонжероны нервюры кромки	3,45	1,08	0,716
Мотогондолы и пилоны	2,02	1,03	0,790
Шасси	1,69	1,02	0,840

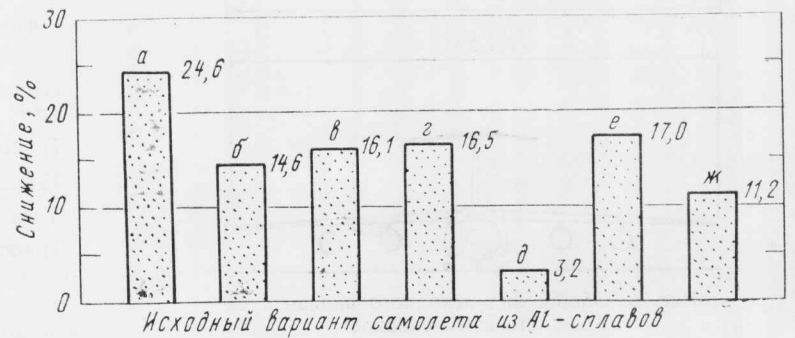
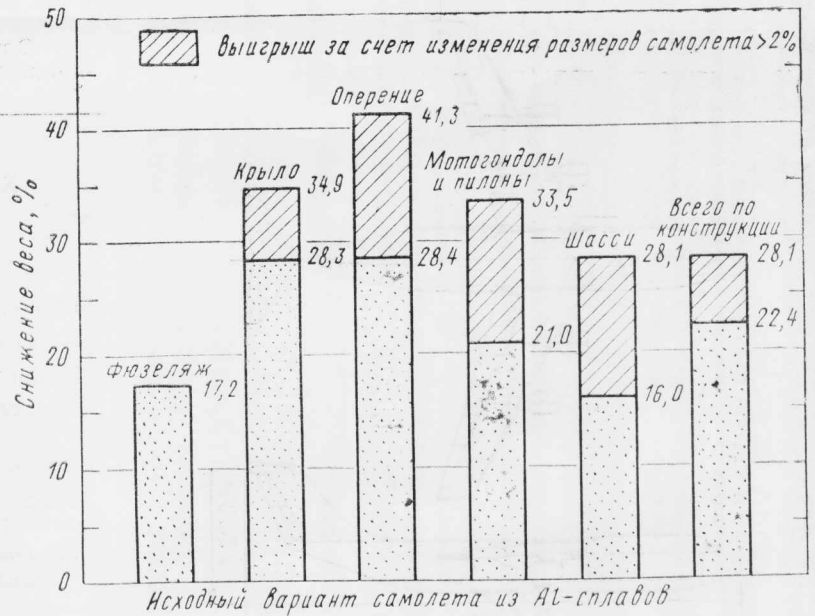


Рис. 7. Эффективность применения КМ в конструкции самолета (при стоимости графитоэластика 66 долл./кгс)

долах и 23% в шасси. Сравнительно малый объем применения КМ в фюзеляже (31%) объясняется недостаточной на данный момент времени степенью уверенности в надежности силовых сильно нагруженных конструкций из КМ, а поэтому все силовые шпангоуты и центроплан, воспринимающие нагрузку от крыла, оперение и шасси выполнены из алюминиевых сплавов. Значения коэффициентов, используемых при оптимизации, а также весовая

Таблица 3
Весовая сводка конструкции самолета из КМ

Агрегаты	Вес, кгс			Объем применения КМ, в процентах
	графитоэпоксидных КМ	алюминиевых сплавов и других материалов	суммарный	
Крыло	39 259	9 848	49 107	80
Фюзеляж	16 041	32 406	48 447	33,1
Оперение	3 284	694	3 978	82,8
Мотогондолы и пилоны	1 348	2 616	3 964	34,0
Шасси	2 727	9 130	11 858	23,0
По самолету	62 659	54 695	117 354	53,1

сводка агрегатов из КМ приведены соответственно в табл. 2 и 3. Как видно из сравнения данных табл. 1, применение КМ позволило увеличить относительное удлинение крыла на 12%, но в то же время площадь крыла уменьшилась на 15%. Из табл. 2 следует, что КМ гораздо эффективнее по весовой отдаче (например, в крыле коэффициент весовой отдачи КМ равен 0,717), но имеют значительно большую стоимость и несколько большую трудоемкость изготовления (для крыла эти показатели соответственно составляют 3,40 и 1,08).

Общее снижение веса конструкции самолета за счет использования КМ оценивается в 28,1% (рис. 7). Основная экономия получена за счет крыла, снижение веса в котором составляет 34,9%. Во всех агрегатах конструкции, за исключением фюзеляжа, большой выигрыш в весе получен от уменьшения размеров самолета из-за снижения максимального взлетного веса. Например, для крыла и оперения дополнительное снижение веса от уменьшения площади и нагрузки составило соответственно 19 и 31%. Изменение геометрических обводов самолета из КМ в основном связано с крылом и оперением (рис. 8).

Снижение максимального взлетного веса самолета из КМ на 14,6% (см. рис. 7) обусловлено уменьшением веса пустого снаряженного самолета и рейсового запаса топлива. Уменьшение веса пустого снаряженного самолета связано в основном с изме-

нением веса конструкции, тогда как снижение рейсового запаса топлива является следствием уменьшения веса самолета и увеличения относительного удлинения крыла.

Уменьшение издержек за срок службы самолетов из КМ оценивается в 11,2%, при этом снижение двух составляющих этого показателя — первоначальной стоимости и эксплуатационных расходов — соответственно составляет 3,2 и 17%.

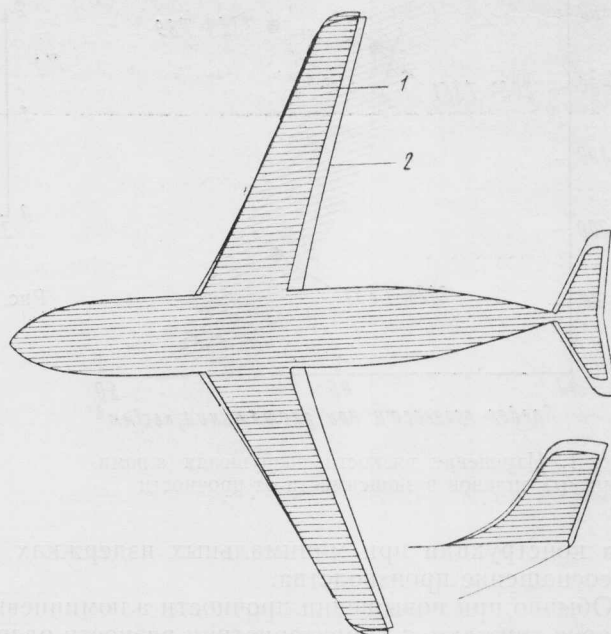
Для обеспечения срока завершения программы разработки перспективного пассажирского/военно-транспортного самолета с началом ввода в эксплуатацию в 1995 г. необходимо, чтобы все технические достижения были доведены до соответствующего уровня и внедрены в промышленность не позднее 1988 г. Применительно к КМ можно сказать, что в настоящее время освоены только несилловые конструкции. Для силовых конструкций основных агрегатов устанавливаются следующие сроки готовности: 1983 г. для оперения, 1986 г. для крыла и 1987 г. для фюзеляжа. Выполнение сроков готовности, в свою очередь, потребует проведения большого объема исследований и соответственно значительных капиталовложений. Проводимые в этом направлении исследования NASA по программе разработки энергетически эффективного самолета ACSEE предусматривают завершение работ в 1982 ф. г. по несилвым конструкциям и силовым конструкциям оперения. Одним из конечных результатов работ по этому этапу программы ACSEE является графито-эпоксидное вертикальное оперение самолета L-1011, разработанное фирмой Локхид. Кроме того, фирма Локхид планирует использовать графитоэпоксидные КМ в оперении очередного разрабатываемого военно-транспортного самолета С-Х.

УДК 620.1/22 : 629.735.33(73) Боинг 767

ВЫБОР МАТЕРИАЛОВ И ТЕХНОЛОГИИ ПРОИЗВОДСТВА САМОЛЕТА БОИНГ 767*

При разработке конструкции самолета Боинг 767 большое внимание было уделено проблемам обеспечения ресурса не менее 20 лет и повышенной топливной эффективности. Эти проблемы были решены за счет рационального выбора конструкционных материалов, применения новых технологических решений, более экономичных по топливу двигателей, улучшенных систем управления и других усовершенствований. В данной статье рассматриваются результаты выбора материалов и технологических методов, направленных на повышение долговечности и снижение стоимости изготовления конструкции самолета. В целом, исходя из рассматриваемых вопросов, можно выделить шесть основных направлений по усовершенствованию конструкции, соответствию связанным с внедрением улучшенных алюминиевых сплавов, титановой гидравлической системы, улучшенного крепежа, новых методов защиты от коррозии, перспективных композиционных материалов и неметаллических материалов в интерьере пассажирского салона.

* Quinlivan J. T., Lovell D. T. Material and process developments on the Boeing 767. ICAS-82-2.2.1, p. 255—261.



1—из графитоэпоксидных КМ; 2—из алюминиевых сплавов
Рис. 8. Изменение размеров самолета при использовании КМ

В целом проведенные системные исследования транспортных самолетов уровня 1995—2000 гг. показали, что за счет применения перспективных КМ (в основном графитопластиков) могут быть снижены: вес пустого снаряженного самолета на 24%, вес топлива на 16%, тяга двигателей на 16,5%, эксплуатационные расходы на 17%, издержки за срок службы на 11% и первоначальная стоимость на 3%.

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

Усовершенствованные алюминиевые сплавы. Исследования фирмы Боинг по улучшению алюминиевых сплавов связываются главным образом со сплавами серий 2000 и 7000 за счет модификации химического состава и режимов термообработки. Основные цели при улучшении сплавов:

повышение предела прочности при сжатии на 11% для сплавов серии 7000;

повышение предела прочности при растяжении на 8% для сплавов серии 2000;

повышение вязкости разрушения и уменьшение скорости роста усталостных трещин при сохранении улучшенных прочностных характеристик;

коррозионная стойкость должна быть такой же или лучше, чем у базовых сплавов 7075-T6 и 2024-T3.

Базовые сплавы 7075 и 2024 широко используются в конструкции военных и гражданских самолетов и поставляются в виде листов, плит и прессованных полуфабрикатов. Вполне естественно, что методы изготовления полуфабрикатов из улучшенных сплавов должны быть сохранены, и поэтому их использование приведет к значительному снижению

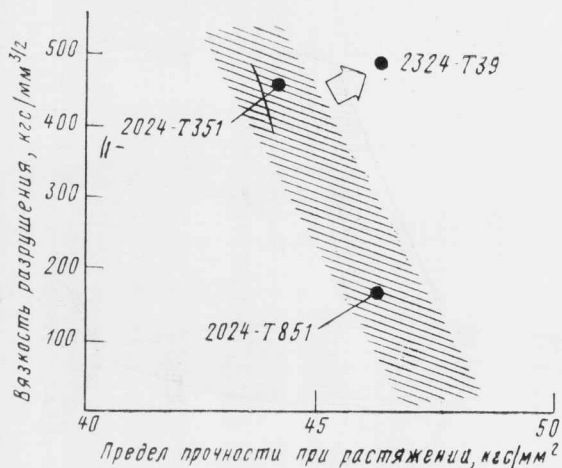


Рис. 1. Изменение вязкости разрушения алюминиевых сплавов в зависимости от прочности

веса конструкции при минимальных издержках на переоснащение производства.

Обычно при повышении прочности алюминиевых сплавов снижаются характеристики вязкости разрушения (рис. 1), а также ухудшается коррозионная стойкость. По программе исследований фирмы Боинг нужно было одновременно повысить статическую и усталостную прочность и вязкость разрушения при сохранении коррозионной стойкости. Программа потребовала проведения большого объема различных испытаний как малых образцов, так и натуральных конструкций. Например, была испытана натурная панель длиной 5,08 м, представляющая собой нижнюю обшивку крыла с имеющимися эксплуатационными лючками и усиливающими накладками. Результаты испытаний показали, что улучшенный сплав обеспечивает конструкции более высокую прочность и большую долговечность по сравнению с базовым сплавом и удовлетворяет требованиям по вязкости разрушения. Аналогично были испытаны панели, работающие на сжатие (панели верхней обшивки), а также более 5000 образцов прошли испытания по оценке коррозионной стойкости.

Согласно данным ранних исследований фирмы Боинг, на характеристики вязкости разрушения сплавов серии 7000 большое влияние оказывает химический состав, а особенно содержание вредных примесей железа и кремния. В последующих исследованиях было установлено, что на усталостную прочность и скорость роста трещин оказывает благоприятное влияние медь, а на вязкость разрушения и предел прочности — соотношение содержания цинка и магния. В результате был разработан сплав 7050, поставляемый в виде плит и прессованных полуфабрикатов. Сплав 7150 имеет повышенную чистоту (содержание примесей железа и кремния снижено на 70—80%), оптимальное содержание магния и цинка (рис. 2), а также улучшенную статическую (на 12%) и усталостную (на 10%) прочность и вязкость разрушения (на 9%) по сравнению с базовым сплавом 7075-T651 (рис. 3). Усталостные испытания и испытания на вязкость разрушения показали, что сплав 7150-T6 имеет лучшие характеристики по сравнению со сплавом 7075-T6, даже если уровень напряжений на 11% выше. Стойкость к коррозии под напряжением у сплавов 7075 и 7150 одинакова (рис. 4).

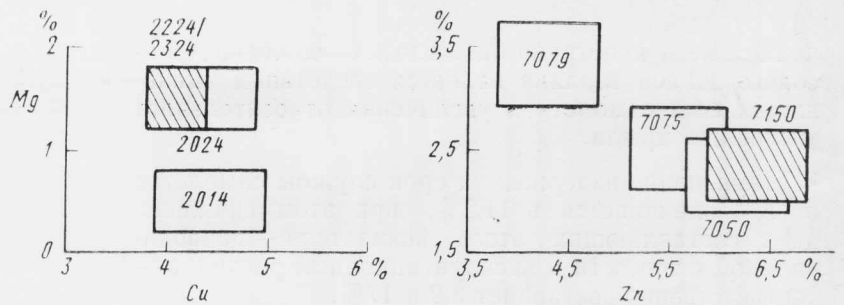
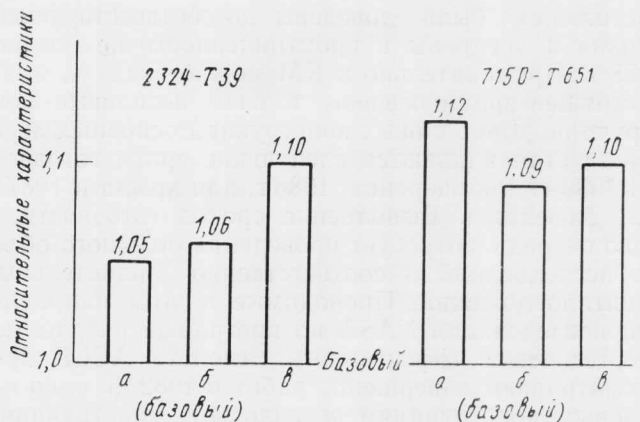


Рис. 2. Химический состав улучшенных алюминиевых сплавов (содержание вредных примесей Fe и Si уменьшено на 70—80%)



а—статическая прочность; б—вязкость разрушения; в—усталостная прочность

Рис. 3. Улучшение характеристик сплавов серии 2000 и 7000 по сравнению с базовыми сплавами

Улучшение сплавов серии 2000 осуществлялось за счет уменьшения допусков на содержание легирующих элементов и уменьшения примесей железа и кремния при сохранении химсостава (рис. 2). Прессованный сплав 2224 упрочняется за счет управления рекристаллизацией, тогда как сплав 2324, поставленный в виде плит, — за счет холодной обработки, хотя оба сплава имеют одинаковый химсостав. Для этих сплавов поставленная цель повышения прочности на 8% может быть легко обеспечена (рис. 3). В целом использование в конструкции самолета Боинг 767 улучшенных алюминиевых сплавов обеспечило снижение веса на 295 кгс (рис. 5).

Титановая гидравлическая система. Трубопроводы и фитинги из титанового сплава Ti—3Al—2,5V были разработаны ранее и предназначались для СТС. Их внедрение в самолет Боинг 767 позволило снизить вес на 113 кгс. Кроме того, титановый трубопровод имеет повышенную коррозионную стойкость.

Крепеж. Для сборки конструкции самолета Боинг 767 были разработаны и внедрены новые концепции заклепок и методов установки. Это в первую очередь касается стапеля автоматизированной сборки лонжерона ASAT (Automatic Spar Assembly Tool), заклепок новой геометрии и нового сплава 7050-T73 для заклепок.

Разработка стапеля для автоматизированной сборки была начата фирмой еще при освоении самолета Боинг 727. Стапель ASAT (рис. 6) работает в полуавтоматическом режиме, время установки одной заклепки 8 с (включая сверление отверстия,

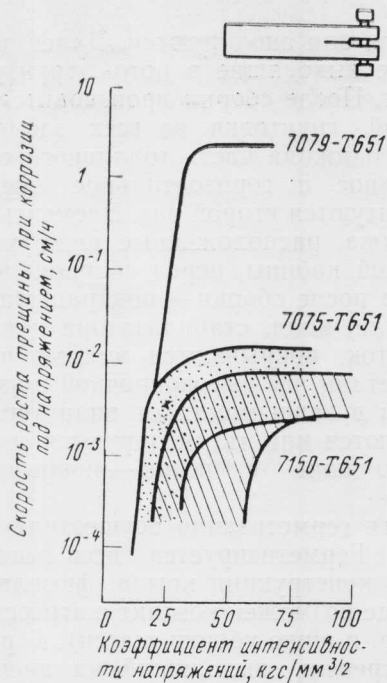
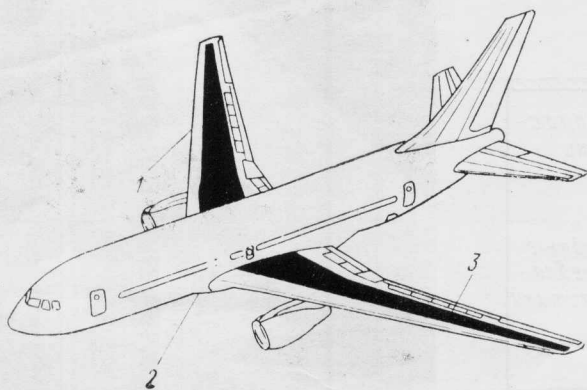


Рис. 4. Стойкость алюминиевых сплавов к коррозии под напряжением

выбор заклепки, установку в отверстие, высадку головок и переход к следующей позиции). Для сборки используются стержневые заклепки из сплава 7050, аналогичные заклепкам, применяемым для прессовой клепки при сборке стрингерных панелей обшивки крыла.

Заклепочный алюминиевый сплав 7050-T73 по химсоставу аналогичен сплаву 7150 и имеет повышенную стойкость к коррозии под напряжением и шелушению. По прочности он превосходит сплавы 2017 и 2117 и не требует хранения в охлажденном состоянии. Заклепки из сплава 7050, заменившие заклепки из сплавов 2024 и 2017, имеют хорошую пластичность и не образуют трещин при высадке замыкающих головок. Основные зоны использования заклепок из сплава 7050 — крыло, фюзеляж и оперение.

В конструкции фюзеляжа широко применяются заклепки Брилз (Brils), представляющие собой новую концепцию и обеспечивающие хороший натяг при установке, что ведет к увеличению усталостной



1—нижняя обшивка (2324-T3): стрингеры, пояса лонжеронов (2224-T3); 2—пояса нижней балки (7150-T6); 3—верхняя обшивка (7150-T6): стрингеры

Рис. 5. Усовершенствованные алюминиевые сплавы в конструкции самолета Боинг 767

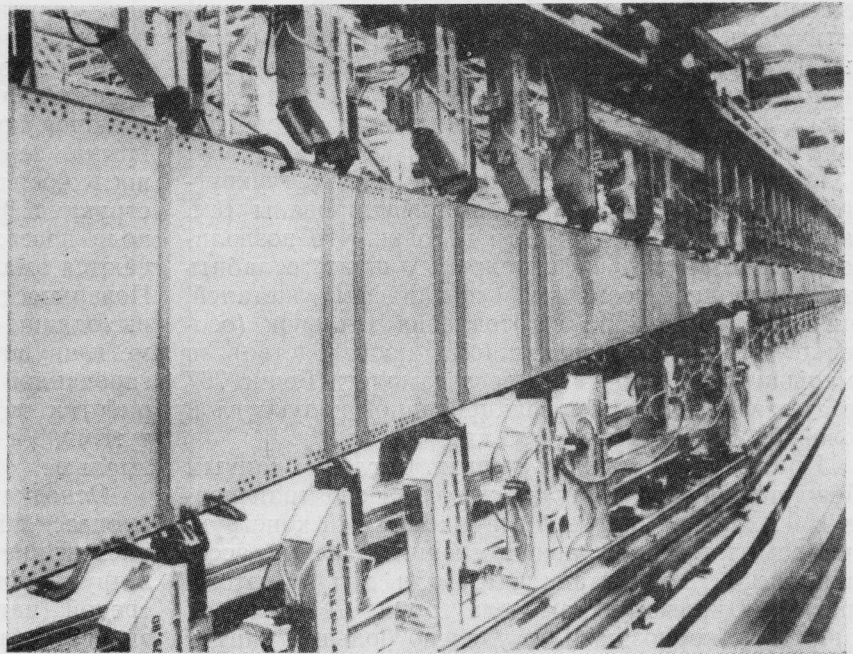


Рис. 6. Автоматизированная сборка лонжерона

долговечности соединений из тонколистовых материалов. Как известно, в случае соединений с помощью обычных заклепок с потайной головкой большое влияние на усталостную долговечность оказывает острая кромка головки и поэтому для заданного диаметра заклепок устанавливается минимальная толщина соединяемых обшивок. В заклепках Брилз угол потайной головки 120° (у обычных заклепок 100°), а кромки выполнены с цилиндрическим пояском (рис. 7). Таким образом, заклепки Брилз исключают отрицательное влияние острых кромок, и, следовательно, при том же диаметре заклепки можно соединять обшивки меньшей толщины. Самолет Боинг 767 является первым из пассажирских самолетов, в котором используются заклепки Брилз из сплава 7050 (ранее заклепки Брилз были применены в самолете F-18). Возможность применения более тонких обшивок на самолете Боинг 767 привела к снижению веса на 113 кгс.

Помимо повышения усталостных характеристик, обусловленного хорошим натягом в соединениях,

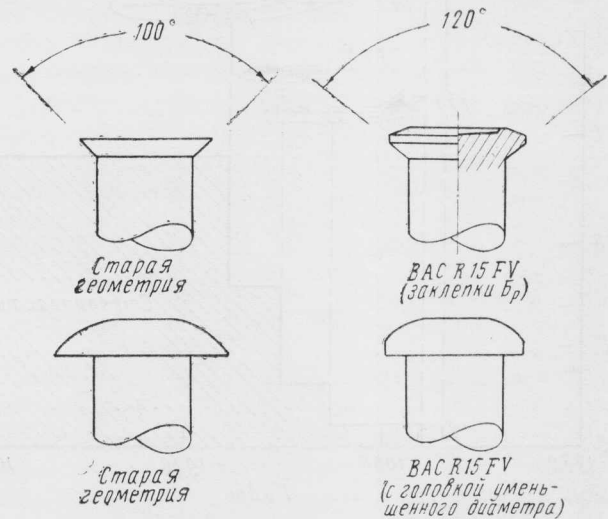


Рис. 7. Заклепка новой геометрии

заклепки Брилз также обеспечивают хорошую герметичность. Так, например, после усталостных испытаний продолжительностью 50 000 полетов панели фюзеляжа с заклепками Брилз сохраняют необходимую герметичность в соответствии с требованиями к топливным бакам.

Обычные заклепки с универсальной (полукруглой) головкой также были модифицированы (см. рис. 7) — уменьшен диаметр головки, что позволило уменьшить шаг в заклепочных швах, ослабить взаимовлияние геометрии соединяемых деталей, снизить трудоемкость изготовления заклепок (особенно в автоматизированном производстве) и уменьшить вес. Снижение веса самолета Боинг 767 за счет заклепок с модифицированной полукруглой головкой оценивается в 22,5 кгс.

Противокоррозионная защита. Согласно данным Международной ассоциации воздушного транспорта IATA, расходы, связанные с коррозионной конструкцией самолетов, для авиакомпаний — членов ассоциации в 1976 г. составили 100 млн. долл. Поэтому при проектировании самолета Боинг 767 вопросу защиты от коррозии было уделено большое внимание. На стадии проектирования был проанализирован опыт эксплуатации более 3000 самолетов фирмы, тщательно исследованы методы контроля, защитные покрытия, методы сборки и т. п., а также обобщен опыт самолетостроительных фирм стран Западной Европы, Северной Америки и Японии.

Обеспечение противокоррозионной защиты началось с процесса выбора материалов. На этой стадии были исключены материалы с низкой коррозионной стойкостью, например сплав 7079, а также отказались от склейки клеями холодного отверждения. В конструкции пола были использованы некоррозирующие стеклопластиковые панели. Склеиваемые детали подвергаются фосфорнокислотному анодированию, обеспечивающему хорошую коррозионную стойкость клеевым соединениям при длительной эксплуатации.

Перед сборкой все детали из алюминиевых сплавов анодируются, а в случае плакированных спла-

вов — алитируются или анодируются. Далее детали и поверхности, не выходящие в поток, грунтуются и просушиваются. После сборки производится подкраска нарушенной грунтовки на всех элементах, включая крепеж. Нижняя часть топливного отсека крыла, вертикальное и горизонтальное оперение после сборки грунтуются второй раз. Элементы конструкции фюзеляжа, расположенные ниже уровня пола пассажирской кабины, перед сборкой покрываются эмалью, а после сборки — подкрашиваются. Поверхности крыла, киля, стабилизатора и шасси, выходящие в поток, покрываются эмалью и герметизируются. Детали из высокопрочной низколегированной стали в зависимости от вида термообработки кадмируются или титанизируются и грунтуются, а выходящие в поток — покрываются эмалью.

Основная часть герметизации осуществляется в процессе сборки. Герметизируется весь неалюминиевый крепеж в конструкции крыла, фюзеляжа и в других зонах, где возможен контакт с агрессивной средой (например, в нише уборки шасси). Герметизируется также крепеж, выходящий на внешнюю поверхность самолета, и все контактирующие между собой детали из разнородных сплавов. После сборки органические ингибиторы коррозии наносятся в нижней зоне фюзеляжа, в открытых нишах крыла и оперения, в отсеках шасси, в зоне туалетов, буфетов и установки аккумуляторов.

Одно из мероприятий, направленных на предотвращение коррозии, связывается с разработкой хорошей дренажной системы, исключающей скопление влаги и других агрессивных жидкостей. Так в каждом стрингере закрытого сечения в фюзеляже предусмотрено вентиляционное отверстие для выхода влаги. В зоне буфета имеются специальные желобки для стока разбрызгиваемой жидкости. Протрактанство под туалетом и буфетом спроектировано таким образом, чтобы исключалась возможность скопления влаги между соприкасающимися поверхностями. На самолете установлена дренажная сис-

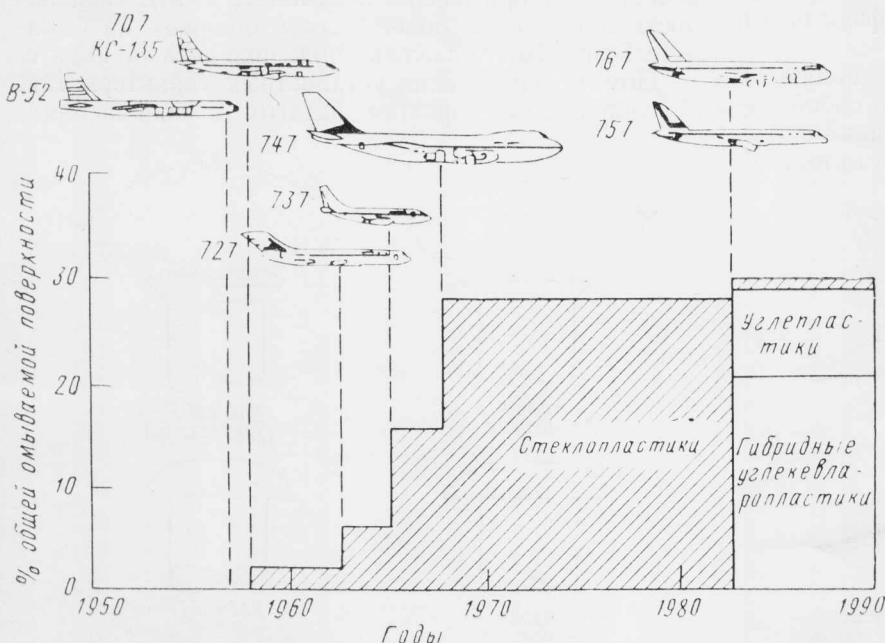


Рис. 8. Применение композиционных материалов в конструкции самолетов фирмы Боинг

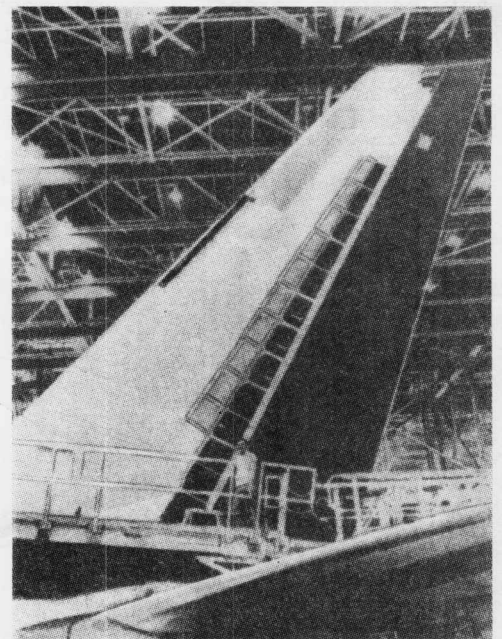
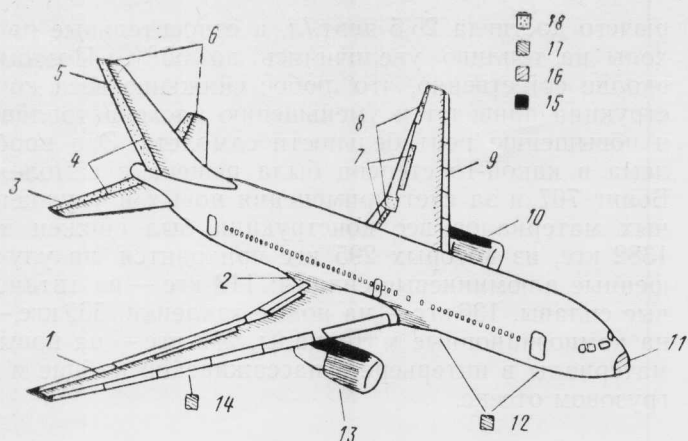


Рис. 9. Углепластиковый руль направления самолета Боинг 767



1—верхние и нижние панели неподвижной хвостовой части; 2—зализы крыло—фюзеляж; 3—рули высоты; 4—панели неподвижной хвостовой части стабилизатора; 5—руль направления; 6—законцовки кля и стабилизатора; 7—интерцепторы (внутренний и внешний); 8—элероны (внутренний и внешний); 9—верхние и нижние панели неподвижного носка; 10—обшивка пилонов; 11—носовой обтекатель; 12—створки ниш уборки шасси; 13—панели мотогондолы; 14—обтекатели механизма выпуска закрылков (под крылом); 15—кевларопластик; 16—стеклопластик; 17—гибридные материалы; 18—углепластик

Рис. 10. Применение композиционных материалов в самолете Боинг 767

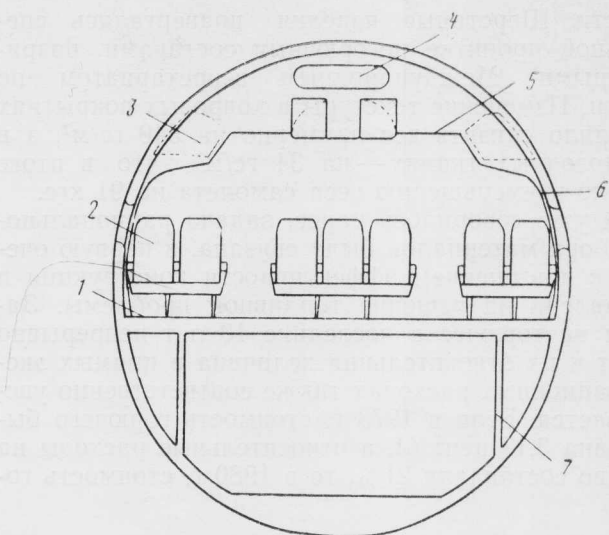
тема со специально спроектированными сливными клапанами. Вакуумная система в туалетах полностью предотвращает утечку даже при наличии больших отверстий в системе слива. Таким образом, в планере предусмотрены самые разнообразные средства и методы, обеспечивающие благоприятные для конструкции противокоррозионные условия работы.

Перспективные композиционные материалы.

Объем применения композиционных материалов в конструкции самолетов фирмы Боинг возрастает с каждой новой моделью (рис. 8). В самолете Боинг 767 эта тенденция сохранена, а в композиционных материалах в качестве армирования используются углеродные и кевларные волокна. Указанные углеродные и кевларопластики применяются вместо алюминиевых сплавов в ряде несильных конструкций и вместо стеклопластиков в более чем 100 панелях обтекателей. Снижение веса конструкции от использования композиционных материалов превышает 565 кгс.

Углепластики с эпоксидной матрицей являются основным материалом в конструкции поверхностей управления, включая интерцепторы, элероны, рули высоты и направления. Углепластиковый руль направления длиной более 10 м по переднему лонжерону (рис. 9) представляет одну из самых крупногабаритных конструкций из композиционных материалов, применяемых в гражданских самолетах. Конструкции из углепластика позволяют не только снизить вес, но и обеспечивают большую долговечность, характеризуются отсутствием коррозии и менее трудоемки в техническом обслуживании. Другие области применения углепластиков — профили крепления панелей потолка в пассажирском салоне, различные трубы, работающие на кручение, и емкости типа баллонов для хранения специальных растворов (например, для промывки туалетов).

Из гибридных кевлароуглепластиков изготовлены панели мотогондол (снижение веса более чем на 30% по сравнению с металлическими), зализы крыло—фюзеляж, фиксированные носки в крыле и оперении и створки ниш уборки основного шасси.



1—ковровые покрытия; 2—отделочная ткань; 3—балансные полки и створки; 4—воздуховод; 5—панели потолка; 6—боковые панели; 7—боковые панели грузового отсека

Рис. 11. Зоны применения новых материалов в интерьере пассажирской кабины и в грузовом отсеке (трехслойные панели с наполнителем: перегородки между салонами, разделительные перегородки, стенки в туалетах)

В створках ниш уборки носового шасси применяется стеклоуглепластик. Технология изготовления последних была разработана раньше для полностью стеклопластиковых створок самолета Боинг 737. Применение композиционных материалов в конструкции самолета Боинг 767 показано на рис. 10.

Материалы интерьера. Значительные изменения в сортаменте материалов связаны с интерьером пассажирской кабины и грузовым отсеком, при этом замена материалов проводилась с учетом требований долговечности и технического обслуживания. Большинство элементов конструкций в пассажирской кабине и грузовом отсеке (рис. 11) изготовлены из новых более легких материалов по сравнению с традиционными, применяемыми в современных пассажирских самолетах.

При выборе новых материалов было проанализировано более 25 спецификаций, включающих 50 наименований, и учтены технологические особенности изготовления. Особое внимание обращалось на негорючесть, дымовыделение и токсичность газовой выделений.

Боковые панели и панели потолка изготовлены из стеклофенольного препрега, при этом формование осуществляется с поднятием наполнителя в зонах переходов. Указанные декоративные панели имеют гораздо меньшую дымовыделяемость при горении, чем контактирующие с ними элементы подконструкции из материалов с эпоксидной матрицей.

Значительное снижение веса было получено за счет использования волокон кевлара для армирования обшивок в плоских декоративных панелях, например типа перегородок между салонами, стенок в туалетах и т. п. Кроме того, кевларопластики применяются в конструкции боковых панелей грузового отсека, воздуховода, бака питьевой воды и защитных от просачивания экранов под полом.

Для драпировки, обивки и ковровых покрытий были разработаны усовершенствованные более легкие ткани с улучшенными характеристиками негорю-

рючести. Шерстяные изделия подвергались специальной пропитке негорючими составами, разработанными Международным секретариатом по шерсти. Изменение текстуры в ковровых покрытиях позволило снизить вес примерно на 540 гс/м², а в облицовочных тканях — на 34 гс/м², что в итоге привело к уменьшению веса самолета на 91 кгс.

Как уже говорилось ранее, задача рационального выбора материалов была связана, в первую очередь, с повышением эффективности конструкции и направлена на решение топливной проблемы. Затраты на горючее в последние 10 лет непрерывно растут и их относительная величина в прямых эксплуатационных расходах также соответственно увеличивается. Если в 1973 г. стоимость горючего была равна 3,17 цент./л, а относительные расходы на топливо составляли 21%, то в 1980 г. стоимость го-

рючего достигла 26,5 цент./л, а относительные расходы на топливо увеличились до 55%. Поэтому вполне естественно, что любое снижение веса конструкции приведет к уменьшению расхода топлива и повышению рентабельности самолета. Эта проблема в какой-то степени была решена в самолете Боинг 767 и за счет применения новых и улучшенных материалов вес конструкции был снижен на 1382 кгс, из которых 295 кгс приходится на улучшенные алюминиевые сплавы: 113 кгс — на титановые сплавы, 136 кгс — на новые заклепки, 566 кгс — на композиционные материалы, 272 кгс — на новые материалы в интерьере в пассажирской кабине и в грузовом отсеке.

Референты *Е. П. Толстобров, Н. Н. Клочкова*
Редактор *Б. П. Круглов.*

УДК 629.735.33(73) Джeneral Дайнэмикс F-16

РЕСУРС И НАДЕЖНОСТЬ ПЛАНЕРА САМОЛЕТА F-16*

Основной целью при проектировании военных самолетов является обеспечение максимально возможных летно-технических характеристик, включая скорость полета, потолок, маневренность, полезную нагрузку и т. п. Соответственно к планеру самолета предъявляется требование обеспечения минимума веса. В самолетах, разработанных в 1950—1960 гг. и все еще находящихся в эксплуатации, это требование выполнялось за счет использования материалов, имеющих высокие характеристики статической прочности. Однако при таком подходе повышение статической прочности вело к снижению других показателей и поэтому поддержание боеготовности самолетов требует больших затрат, связанных в основном с несовершенством конструкции с точки зрения долговечности и безопасности. Кроме того, стало большое внимание уделяться вопросу экономической эффективности, т. е. проблеме снижения стоимости эксплуатации.

В существующем в настоящее время принципе проектирования военных самолетов сохранились требования обеспечения как высоких летных характеристик, так и максимальной весовой отдачи конструкции, но при этом должны выполняться требования по ресурсу, безопасности и минимальной стоимости.

Требования безопасности и ресурса. Указанные понятия взаимосвязаны. Это означает, что длительная эксплуатация планера самолета должна быть безопасной при относительно небольших затратах на техническое обслуживание. Как показывает опыт эксплуатации, самолет находится на вооружении гораздо больший период, чем это было предусмотрено тактико-техническими требованиями при разработке. Например, бомбардировщики и транспортные самолеты, которые поступили на вооружение в 1950-х годах, в некоторых случаях остаются в эксплуатации больше положенного срока на одно-два десятилетия. Самолет F-111

был введен в эксплуатацию в 1960-х годах, и будет оставаться на вооружении еще продолжительное время. Аналогичная ситуация сложилась и с некоторыми другими самолетами, срок эксплуатации которых уже значительно превысил десятилетний период, предусмотренный техническим заданием при проектировании. Фактор времени сказывается на конструкции не только в виде увеличения нагрузки из-за возрастающих требований, но и неявно в виде влияния коррозии, износа и общего старения.

Согласно данным ВВС США, на решение проблем, связанных с коррозией конструкции некоторых типов самолетов, затраты составляют более 50% всех расходов по техобслуживанию планера. В связи с этим в настоящее время в процессе изготовления и эксплуатации большое внимание уделяется проблеме контроля за коррозией. Выбор материалов, использование соответствующей поверхностной обработки и лакокрасочных покрытий, разработка новых конструктивных решений, снижающих чувствительность конструкции к воздействию влаги, температуры и других агрессивных сред — все это является предметом пристального внимания при проектировании самолетов.

Современная концепция допускаемой повреждаемости и контроля существенно изменили методологию проектирования. Безопасность конструкции в летных условиях должна обеспечиваться заранее установленными допусками на размеры повреждений и дефектов, появляющихся в процессе изготовления полуфабрикатов, при сборке конструкций и в эксплуатации. При проектировании конструкций в основном используются два подхода. Одним из них является подход безопасного повреждения, по которому быстрый (катастрофический) рост трещины останавливается за счет или перераспределения нагрузки по заранее предусмотренным элементам, или наличия специальных стопоров трещин. Эта концепция не является новой и в настоящее время лишь точно определены специфические критерии в выражении чувствительности конструкции к росту трещин. Второй подход основан на принципе мед-

* Buntin W. D. Durability and safety in the F-16 airframe. „Structural integrity technology“.

Proc. of the conference ASME on structural integrity technology. Washington, DC May 9—11, 1979, New York, 1979.

ленного роста трещины, согласно которому трещина должна быть обнаружена и проведен ремонт раньше, чем она достигнет критического размера; при котором должен наступить катастрофический рост ее и разрушение элементов конструкции.

Задачи разработки конструкции с увеличенным ресурсом и низкой стоимостью техобслуживания рассматриваются в настоящее время отдельно от требований безопасности. Безопасность в данном узком смысле связывается только с опасными большими трещинами, которые встречаются крайне редко. Ресурс, с другой стороны, это способность конструкции длительно эксплуатироваться (работать) при наличии только тех дефектов, которые являются обычными стандартными при принятых технологиях изготовления и уровне контроля качества. Также применяется термин «экономический срок службы», определяемый как период времени, в течение которого конструкция может эксплуатироваться при сравнительно небольших ремонтах без потери функциональных способностей, от которых зависит боеготовность. Например, функциональные ухудшения наступают при утечке топлива, снижении жесткости или разрушении каких-либо элементов в конкретных условиях.

Исходные требования к дефектам при проектировании конструкции самолета F-16 (рис. 1) были приняты на основании существующих норм и стандартов с учетом выносливости и безопасности, а именно: MIL-STD-1530, MIL-A-008866A и MIL-A-83444. Согласно указанным нормам в течение одного срока службы не допускается никаких ухудшений функциональных способностей, экономичный срок службы должен превышать расчетную долговечность. В процессе ресурсных испытаний допускаемые повреждения не должны достигать критических размеров за время, составляющее два срока службы. Остаточная прочность после проведения усталостных испытаний продолжительностью два срока службы должна удовлетворять требованиям норм MIL-A-83444. Хотя используемые нормы и стандарты достаточно обоснованы, их успешное применение при проектировании конструкции самолета будет зависеть от разумной интерпретации как со стороны заказчика, так и разработчика. Следует отметить, что разработанная конструкция самолета F-16 удовлетворяет требованиям долговечности и безопасности при достаточно приемлемой стоимости программы, минимальном увеличении веса и небольших временных затратах на сертификацию.

Проектирование конструкции. Разработка конструкции самолета F-16 является наглядной иллюстрацией современной методологии проектирования. Как известно, самолет F-16 представляет собой одноместный многоцелевой истребитель с одним двигателем, имеет небольшие габаритные размеры и обладает высокой маневренностью, необходимой для завоевания превосходства в воздухе. Самолет F-16 может быть также использован для поддержки наземных войск с воздуха. Для выполнения этой задачи на консолях крыла и фюзеляжа предусмотрены соответствующие подвески. Расчетный срок службы самолета 8000 полетных часов. Однако предполагается, что самолет будет находиться в эксплуатации гораздо больше 15 лет, заданных тактико-техническими требованиями при разработке.

Высокие характеристики самолета обеспечиваются применением последних технических достижений, включая уменьшение статической устойчивости, электродистанционную систему управления, интегральную компоновку крыло — фюзеляж, крыло с изменяемой кривизной профиля, кабину с улучшенной компоновкой из условий высоких перегрузок и цифровое электронное оборудование. За счет электродистанционного управления была улучшена

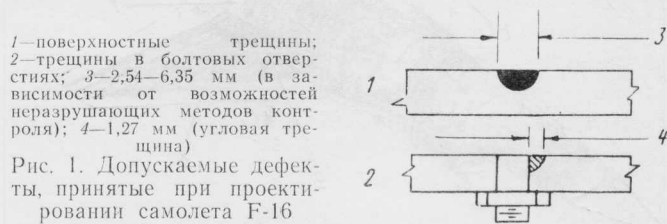
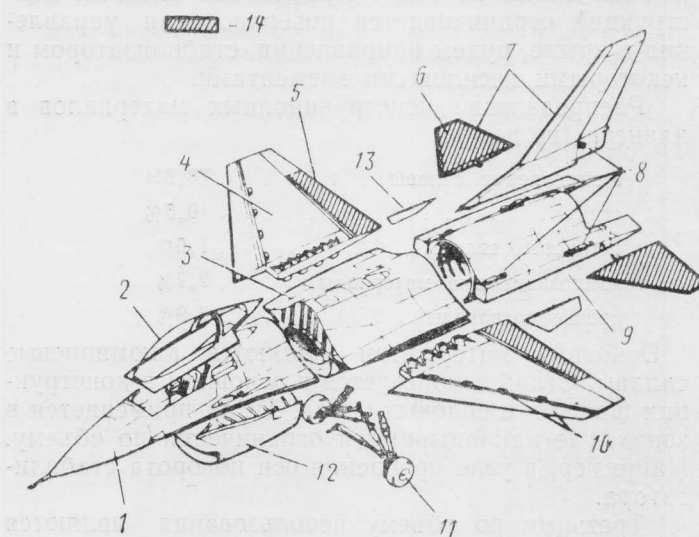


Рис. 1. Допускаемые дефекты, принятые при проектировании самолета F-16

точность маневрирования, интегральная компоновка крыло — фюзеляж позволила повысить подъемную силу на больших углах атаки и снизить вес конструкции и т. п.

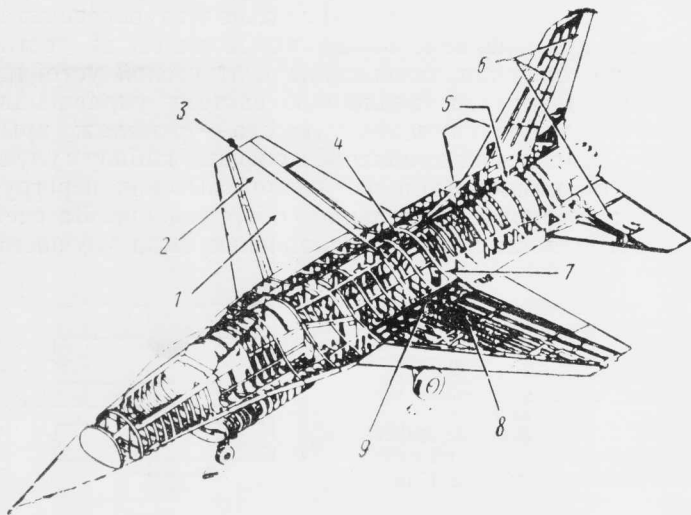
Конструкция планера самолета выполнена по модульной схеме и состоит из трех отсеков фюзеляжа, воздухозаборника, оперения и крыла (рис. 2). Модульный подход позволил значительно упростить общую сборку планера и использовать ряд интересных конструктивных решений. Например, крыло крепится к шпангоутам фюзеляжа с помощью болтов, работающих на растяжение. Также упростились испытания конструкции. Например, горизонтальное оперение может быть испытано отдельно на специальной установке, имеющей лишь узел крепления поворотной оси.

В снижении стоимости большое значение имело использование взаимозаменяемых с правой и левой стороны агрегатов и элементов, например флаперонов, консолей стабилизатора, различных элементов в конструкции основного шасси и т. д.



1—передний отсек фюзеляжа; 2—фонарь; 3—центральный отсек фюзеляжа; 4—крыло; 5—взаимозаменяемый флаперон; 6—взаимозаменяемый стабилизатор; 7—хвостовое оперение; 8—пять электрогидравлических приводов; 9—задний отсек фюзеляжа; 10—взаимозаменяемый носок крыла; 11—основное шасси (80% деталей взаимозаменяемые); 12—воздухозаборник; 13—подфюзеляжные гребни; 14—взаимозаменяемые элементы

Рис. 2. Технологическая схема членения планера самолета F-16



1—нижняя обшивка крыла из сплава 7475-T7351; 2—верхняя обшивка крыла из сплава 2024-T851; 3—шпангоуты фюзеляжа из сплава 2124-T851; 4—обшивка фюзеляжа из сплава 2024-T62 (условно не показана); 5—штампованные узлы крепления вертикального оперения из сплава 7175-T736; 6—графитоксидная обшивка оперения; 7—штампованные шпангоуты из сплава 7175-T7351; 8—лонжероны крыла из сплава 7475-T7351; 9—узлы крепления крыла из сплава 7475-T351

Рис. 3. Конструктивно-компоновочная схема самолета F-16

Элементы конструкции проектировались с учетом перспективных методов изготовления из алюминиевых сплавов и высокого темпа производства. К таким методам относятся фрезерование на станках с ЧПУ, формование с вытяжкой, химическое фрезерование, автоматизированное сверление и машинная клепка.

Конструктивно-компоновочная схема самолета F-16 показана на рис. 3. Фюзеляж состоит из листовой оболочки, подкрепленной шпангоутами и лонжеронами (продольными балками). Большая часть силовых шпангоутов, балки и лонжероны выполнены монолитными путем механической обработки. Обшивка крыла представляет монолитные панели, изготовленные из плит. Применение клееных конструкций ограничивается поверхностями управления в крыле, рулем направления, стабилизатором и некоторыми несилевыми элементами.

Распределение конструкционных материалов в планере (по весу):

алюминиевые сплавы	78,3%
сталь	10,5%
титановые сплавы	1,6%
композиционные материалы	2,7%
прочие материалы	6,9%

Основным материалом являются алюминиевые сплавы. Сталь используется в основном в конструкции шасси и в силовых узлах. Титан применяется в зонах, где накладываются ограничения по объему. Например, в узле крепления оси поворота стабилизатора.

Третьими по объему использования являются композиционные материалы, выбор которых был обусловлен снижением веса конструкции и их высокой усталостной долговечностью. Однако их оценки с точки зрения вязкости разрушения и стойкости к росту усталостных трещин в таком объеме, как это достигнуто для металлов, ко времени проектирования пока еще не было сделано, так как еще

не изучен полностью механизм разрушения и поведение волокнистых композиционных материалов в присутствии трещины. Выполнение требований по жесткости, являющихся критическими для хвостового оперения, привело к тому, что его конструкция имеет достаточный запас по статической и усталостной прочности. Кроме того, опыт эксплуатации подобных агрегатов из композиционных материалов подтверждает их работоспособность при наличии достаточно больших повреждений. Эффективность применения композиционных материалов в конструкции оперения оценивается снижением веса на 62 кгс.

Выбор материалов. Данная проблема является одной из наиболее важных по обеспечению прочности конструкции при современном подходе к проектированию. Высокопрочные материалы, разрабатываемые в прошлом, имели низкую вязкость разрушения и их применение часто являлось причиной потери самолетов из-за разрушений, вызванных наличием относительно малых дефектов, которые не удавалось обнаружить. В современном подходе при выборе материалов для критических элементов в качестве основных показателей рассматриваются вязкость разрушения и стойкость к росту усталостных трещин.

Требования к материалам для самолета F-16 учитывали вязкость разрушения, стойкость к росту усталостных трещин, статическую прочность и стоимость как исходных полуфабрикатов, так и изготовления. Применительно к алюминиевым сплавам была проведена обширная программа оценки различных существующих и новых разработанных сплавов, результаты которой показаны на рис. 4. Значительный интерес представил сплав 7475-T7361, выбранный для испытаний на стадии разработки. Некоторые силовые шпангоуты требовали толщин заготовок больше, чем у выпускаемых новых сплавов. В этих случаях применялась старая технология производства и характеристики сплавов принимались обычными, т. е. соответствующие старым

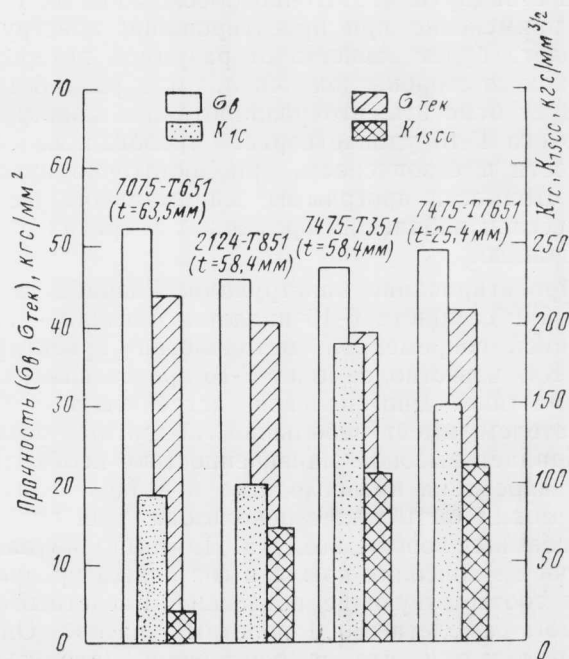
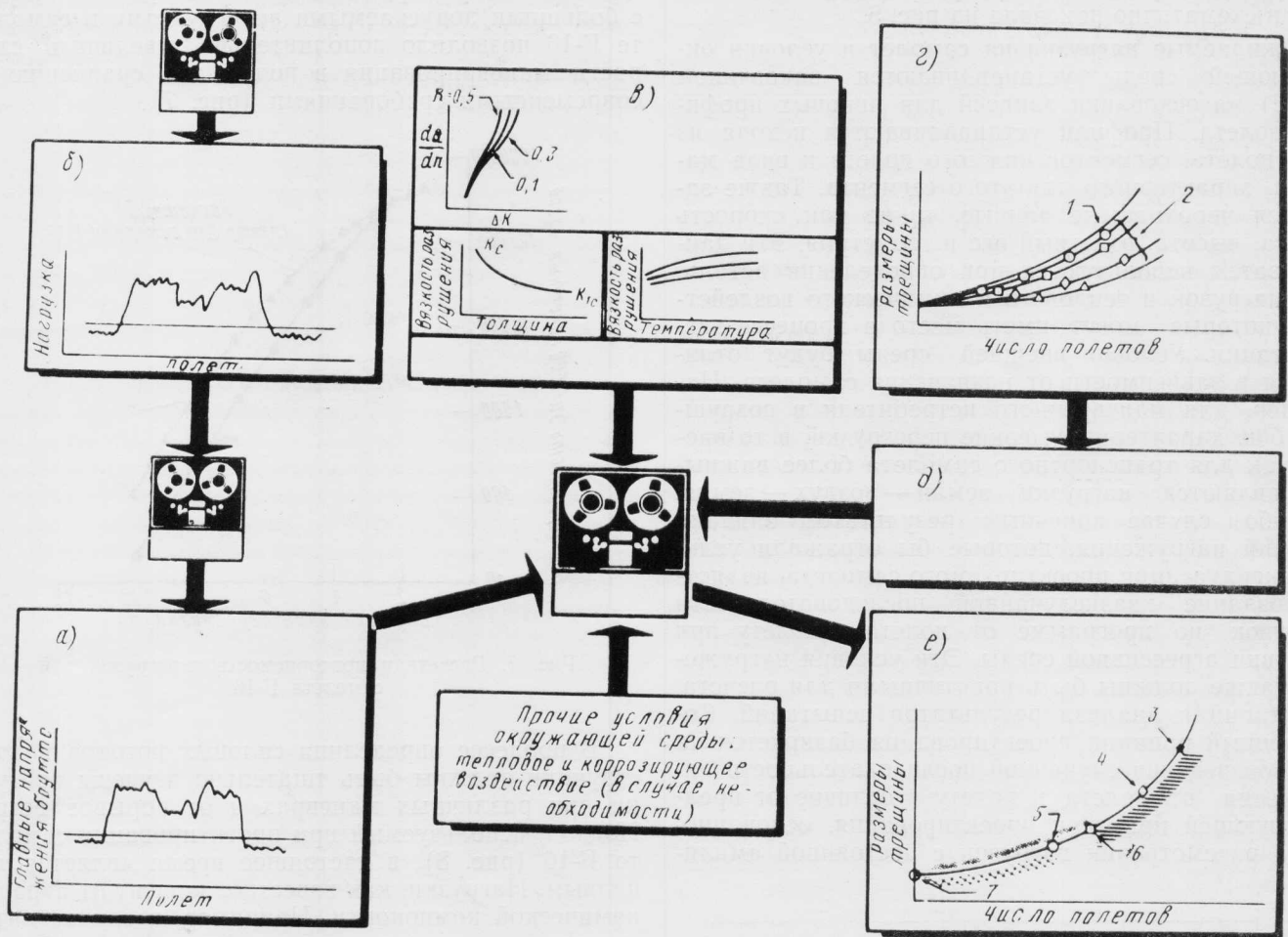


Рис. 4. Сравнительная оценка алюминиевых сплавов

аналогам сплавов. В результате такой ситуации были выбраны плиты из сплава 2024-T851. Сплавы, указанные на рис. 3, характеризуются следующими значениями вязкости разрушения (K_{1c}): 85,2 кгс/мм^{3/2} у сплава 2124-T851; 355 кгс/мм^{3/2} для плит толщиной 12,7 мм и 135 кгс/мм^{3/2} для плит толщиной свыше 25,4 мм из сплава 7475-T7351; >640 кгс/мм^{3/2} для стали HY180; 285 кгс/мм^{3/2} для титанового сплава Ti-6Al-4V.

Одна из проблем при выборе материалов связывалась с коррозионной стойкостью. В этом плане рассматривались электрохимическая коррозия, коррозия под напряжением и коррозия шелушением. С этой точки зрения наиболее показательной характеристикой материала является коэффициент интенсивности напряжений в условиях коррозии под напряжением K_{1SCC} , который учитывает стойкость к коррозии при наличии дефекта типа трещины.

Учет безопасности и ресурса при проектировании. После проведения конструктивной увязки и выбора материалов прочность конструкции будет зависеть от уровня напряжений и детального расчета. Эти факторы существенно определяют реакцию конструкции на эксплуатационную нагрузку и воздействие внешней среды. В некоторых случаях изменение уровня напряжений на 10% может удвоить экономичный срок службы, например, в поясах шпангоутов. Большую ценность представляет накопленный опыт, особенно при выборе конструктивных решений для отдельных деталей и узлов. В общем случае можно сказать, что перед конструктором всегда стоит задача обеспечения равномерного распределения силовых потоков внутри конструкции. Часто это условие не совпадает с функциональным требованием снижения стоимости изготовления, а наличие некоторых концентраторов напряжений просто неизбежно. Тем не менее они



- а—напряжение контрольной точки (уравнения напряжений—расчетная модель, анализ деформаций, летные испытания; случайное нагружение от полета к полету; комбинирование необходимых нагрузок; выделение циклов для анализа);
- б—случайный спектр нагружения от полета к полету (5776 полетов—долговечность 800 ч; 12 типов полета; рассмотрение всех полетных и наземных нагрузок);
- в—основные данные по вязкости разрушения материалов (диапазон величин R; отстойная вода, сухой и влажный воздух; компактные образцы и образцы с центральной трещиной; K_{1SCC} для отстойной воды и для 3,5%-ного раствора NaCl);
- г—корреляция модели роста трещин (испытания основных узлов и комбинации материалов с моделированием нагрузок и воздействия внешней среды; трещины в болтовых отверстиях и поверхностные трещины; экспериментальное определение роста трещин для назначения нижней границы расчетной оценки);

д—модель роста трещины $\left(a_n = a_0 + \sum \Delta C_p \left[da/dn = f(\Delta k) \right] \right)$; модель замедления Уилера $\left[C_p = \left(\frac{R_y}{a_p - a} \right)^m \right]$; классические решения для коэффициента интенсивности напряжений с учетом геометрии, перераспределения нагрузки и т. п.);

е—долговечность в контрольных точках и расчет интервалов между осмотрами [предел по безопасности (MIL-A-83444); предел по ресурсу (экономический и/или функциональный)];

1—расчетная нижняя граница m ; 2—результаты испытаний при случайном нагружении от полета к полету; 3—критический размер трещины; 4—размер трещины начала ухудшения функциональной работы; 5—размер трещины при экономическом пределе; 6—размер трещины, соответствующий нормальному допустимому повреждению; 7—начальный размер трещины

Рис. 5. Методология проектирования самолета F-16 с учетом ресурса и безопасности

могут быть минимизированы в процессе рабочего проектирования, например, за счет введения радиусов в местах перехода, исключения подрезов, прямой передачи нагрузки и т. п. Новый подход в проектировании, учитывающий безопасность и ресурс конструкции, в этом отношении не отличается от используемого ранее. Влияние трещины и дефектов может быть значительно снижено, если минимизировать количество концентраторов напряжений.

Поведение конструкции в эксплуатационных условиях при наличии трещин и дефектов обычно исследуется на основе механики разрушения. Эта методология раньше использовалась для оценки хрупких материалов и лишь недавно была применена к конструкции самолетов. В настоящее время она является основой при разработке допускаемых повреждаемых конструкций, особенно при установлении допускаемых уровней напряжений. Эта методология была применима при разработке самолета F-16 и схематично показана на рис. 5.

Ожидаемые нагрузки на самолет и условия окружающей среды устанавливаются заказчиком (ВВС) на основании записей для пиковых профилей полета. Профили устанавливаются исходя из типа полета, сегментов каждого полета и вида маневра, характерного для этого сегмента. Также задаются необходимые данные, такие как скорость полета, высота, взлетный вес и геометрия. Эти данные затем используются при определении детальных нагрузок и теплового и химического воздействия, которые могут иметь место в процессе эксплуатации. Условия внешней среды будут отличаться в зависимости от назначения самолета. Например, для маневренного истребителя в воздушном бою характерны высокие перегрузки, в то время как для транспортного самолета более важными являются нагрузки земля—воздух—земля. В любом случае конечным результатом задания условий нагружения, которые бы отражали условия эксплуатации проектируемого самолета, является создание квазислучайной последовательности нагрузок по программе от полета к полету при действии агрессивной среды. Эти условия нагружения также должны быть практичными для расчета, испытаний и анализа результатов испытаний. Современный принцип проектирования базируется на воспроизведении случайной последовательности нагружения от полета к полету в отличие от предшествующей практики проектирования, основанной на рассмотрении нагрузок с постоянной ампли-

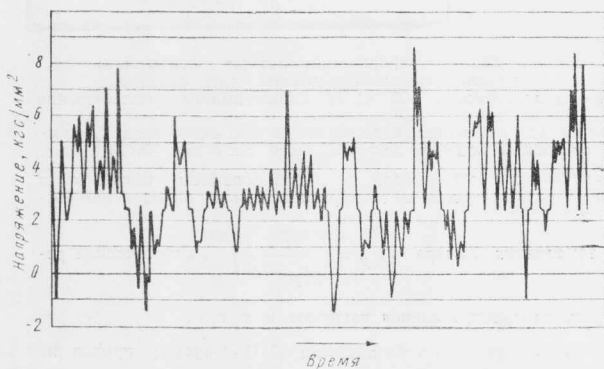


Рис. 6. Типовая последовательность напряжений в полете

тудой или нагрузок, сгруппированных в блоки. Типичная квазислучайная последовательность нагрузок, представляющая часть расчетного спектра самолета F-16, показана на рис. 6.

Созданная последовательность нагрузок, как рассмотрено выше, не совсем точно описывает реальные условия эксплуатации. Опыт проектирования показывает, что самолет будет эксплуатироваться по-разному. Например, высотный бомбардировщик может использоваться для бомбометания с малых высот или проникновения в зону противника на малой высоте с большой скоростью. В некоторых случаях нагрузки в тренировочных полетах для истребителя отличаются от расчетных в 3—5 раз в отношении повторяемости больших нагрузок. При проектировании современных самолетов делаются попытки предусмотреть более тяжелые условия их эксплуатации, особенно в тех случаях, когда возможности самолета позволяют это сделать. Например, использование кресла летчика с большими допускаемыми перегрузками в самолете F-16 позволило дополнительно увеличить скорости маневрирования в полете по сравнению с современными требованиями (рис. 7).

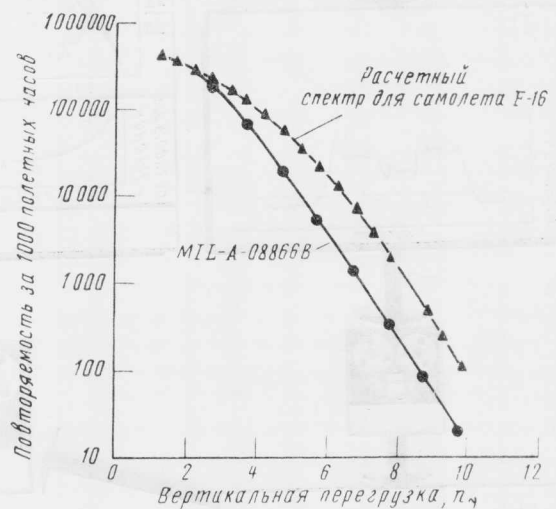


Рис. 7. Расчетная повторяемость перегрузок для самолета F-16

В процессе определения силовых потоков в конструкции должны быть тщательно изучены нагрузки при различных маневрах и от порывов ветра. Подход, используемый при проектировании самолета F-16 (рис. 8), в настоящее время является типичным. Нагрузки, как известно, зависят от аэродинамической компоновки. Например, в случае интегральной компоновки крыла и фюзеляжа необходимо при формировании расчетного спектра нагрузок учитывать вихревое течение. Методика расчета самолета F-16 несколько консервативна, но не лишним, и расчетный спектр нагрузок получился довольно удачным. Исключение представляет вертикальное оперение. Замеренные полетные нагрузки на некоторых режимах для оперения оказались больше заданных в расчетном спектре. Однако расчетные статические нагрузки были установлены с учетом летных данных, но полученные запасы прочности, обусловленные обеспечением жесткостных требований, позволили оставить конструкцию без изменений.

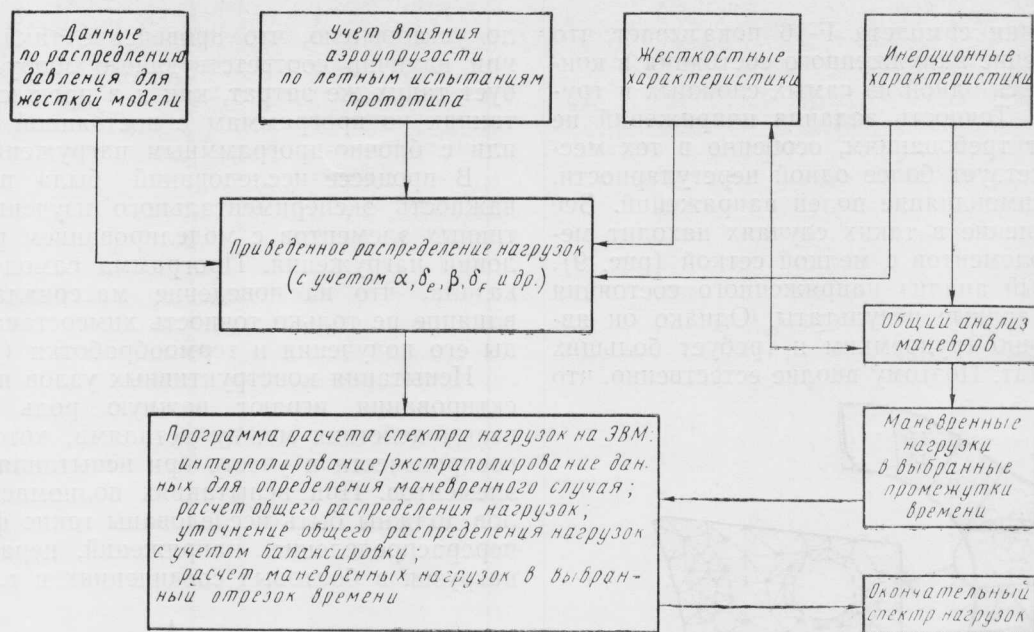


Рис. 8. Блок-схема формирования расчетного спектра нагрузок

При детальном уточнении ожидаемых условий эксплуатации начинается итерационный процесс определения необходимых уровней напряжений. Критерий безопасности устанавливается заранее. Все элементы конструкции самолета F-16 классифицировались из условий безопасности как критические для летных случаев нагружения. Таким являются те элементы конструкции, разрушение которых приводит к потере самолета. Начальные дефекты в критических элементах конструкции предполагаются двух типов: поверхностные трещины и угловые трещины в болтовых отверстиях. Исходные размеры указанных дефектов различные. Для самолета F-16 начальная длина поверхностных трещин принималась в пределах 2,54—6,35 мм в зависимости от возможностей средств неразрушающего контроля, а угловой трещины в болтовом отверстии — 1,27 мм. Эти размеры взяты из технических документов, регламентирующих допускаемые повреждения, и основаны на результатах предварительных исследований, проведенных по программам ВВС и подрядчиков практически для всех самолетов существующего парка.

Уровни напряжений определялись таким образом, чтобы принятые начальные трещины не достигли критических размеров в течение двух сроков службы при действии расчетного спектра нагрузок. Этот критерий соответствует требованиям непроверяемых конструкций. Практически же почти все критические элементы самолета F-16 являются доступными для осмотра и в процессе эксплуатации могут подвергаться контролю наземными службами. Такая возможность контроля критических элементов позволяет эксплуатировать самолет в более тяжелых по нагрузкам полетных условиях.

Аналогичный подход принят в расчете ресурса самолета F-16. Изготовленная конструкция характеризуется размерами дефектов, меньшими, чем принятые для допускаемой повреждаемой конструкции. Целью ресурсного расчета является создание такой конструкции, в которой не происходило бы массового образования и распространения трещин, а в случае возникновения трещина должна

быть легко обнаружена и элемент отремонтирован при минимальных затратах. Остальные элементы конструкции при этом тоже должны удовлетворять ресурсным требованиям. Существует несколько аналитических методов, включая расчет усталостных характеристик, широко распространенный в прошлом, и анализ на основе механики разрушения, который использовался при проектировании самолета F-16. Типичные начальные размеры трещины у отверстия при стандартной технологии изготовления находятся в пределах 0,13 мм. Эта величина подтверждена результатами фрактографических исследований разрушений, имевших место в усталостных испытаниях элементов конструкций, изготовленных обычными методами.

Согласно механике разрушения, уравнение роста усталостной трещины, используемое при расчете конструкции самолета F-16, записывается в следующем виде:

$$a_n = a_i + \sum_{i=1}^n \left(\frac{R_y}{a_p - a} \right)^m \left[\frac{da}{dn} = f(\Delta k_i) \right],$$

где R_y — текущий размер пластической зоны;
 $a_p - a$ — расстояние от кончика трещины до границы пластической зоны;
 m — параметр формы, определяемый экспериментально.

Для расчета процесса разрушения в различных проектах использовались разные алгоритмы. Здесь очень важно отметить, чтобы аналитические модели были скорректированы по результатам испытаний. При выполнении этого условия методика расчета на основе механики разрушения дает довольно точный результат при интерполяции и экстраполяции условий нагружения. Как было проверено на самолете F-16, использование параметра $m=0$ (без учета эффекта замедления) дает разумно консервативные результаты, особенно применительно к алюминиевым сплавам, случайной последовательности нагрузок и спектру с большим числом высоких нагрузок.

Опыт создания самолета F-16 показывает, что точное определение напряженного состояния в конструкции является одной из самых сложных и трудоемких задач. Точность задания напряжений не всегда отвечает требованиям, особенно в тех местах, где присутствует более одной нерегулярности, создающих взаимовлияние полей напряжений. Все большее применение в таких случаях находит метод конечных элементов с мелкой сеткой (рис. 9). Такой детальный анализ напряженного состояния дает довольно точные результаты. Однако он является достаточно трудоемким и требует больших временных затрат. Поэтому вполне естественно, что

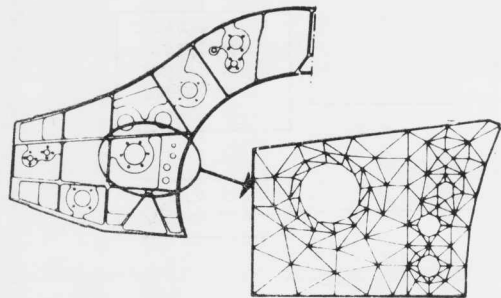
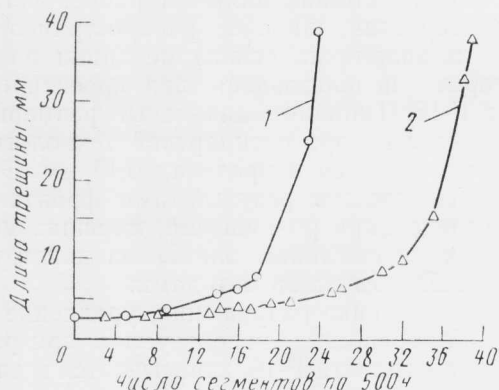


Рис. 9. Конечно-элементная модель стенки шпангоута (конечные элементы с линейной аппроксимацией деформаций, 108 узлов, 186 элементов)



1—начальная длина трещины 2,54 мм, термообработка T7651; 2—начальная длина трещины 2,62 мм, термообработка T7361
Рис. 10. Рост трещин в алюминиевом сплаве 7475 при нагружении расчетным спектром самолета F-16 в зависимости от термообработки (для случая поверхностной трещины, в среде отстойной воды)

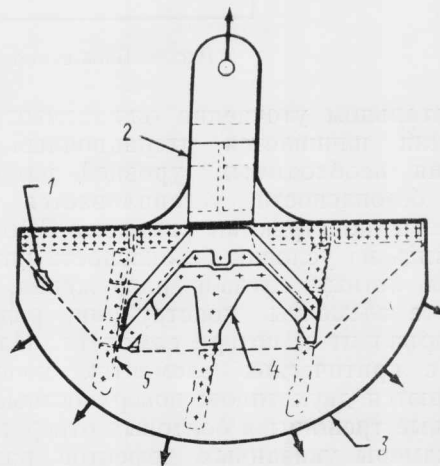
возникает вопрос: какой объем расчетов необходимо выполнить, чтобы рассчитать силовую конструкцию? Это зависит от опыта и квалификации конструктора и расчетчика.

На стадии проектирования одновременно с получением необходимых данных по материалам проводятся экспериментальные исследования отдельных элементов и агрегатов. При разработке самолета F-16 эти испытания были начаты довольно рано с использованием случайного нагружения от полета к полету с учетом воздействия окружающей среды. Например, для применяемых в конструкции материалов исследовался рост поверхностных трещин в следующих средах: на воздухе, в топливе JP4 и воде. Испытания также включали образцы болтовых соединений с накладками и с моделированием трещин в критических зонах. Бы-

ло установлено, что проведение таких испытаний при наличии соответствующего оборудования требует таких же затрат, как и в прошлом при испытаниях по программам с постоянной амплитудой или с блочно-программным нагружением.

В процессе исследований была подтверждена важность экспериментального изучения конструктивных элементов с моделированием реальных условий нагружения. Программа самолета F-16 показала, что на поведение материала оказывает влияние не только точность химсостава, но и методы его получения и термообработки (рис. 10).

Испытания конструктивных узлов на этапе проектирования играют важную роль при оценке взаимодействия между деталями, которого нельзя воспроизвести и учесть при испытаниях отдельных элементов. При испытаниях полномасштабных узлов должны быть исследованы такие факторы, как перераспределение напряжений, неравномерность нагрузок в болтовых соединениях и т. п. Типовым



1—верхняя обшивка; 2—силовой шпангоут фюзеляжа; 3—нижняя обшивка; 4—фитинг; 5—лонжероны (три)
Рис. 11. Узел крепления крыла к фюзеляжу

примером такого узла является образец соединения крыла и фюзеляжа (рис. 11). В первоначальном решении стыковочный узел крыла должен быть изготовлен штампованным из сплава 7475. В результате проведенных усталостных испытаний конструкция была изменена: штампованный узел был заменен механически обработанным, а также была изменена форма элементов, распределяющих нагрузку. Новый вариант узла крепления крыла удовлетворяет требованиям как по ресурсу, так и допустимой повреждаемости.

Контроль в процессе изготовления. Непрерывные усилия по обеспечению безопасности и ресурса конструкции документируются планом контроля, в котором подробно распределены обязанности и ответственность различных служб и указаны методы контроля, обеспечивающие безопасность конструкции в процессе эксплуатации. Типовой план контроля, используемый в программе самолета F-16, показан на рис. 12. Для каждой критической зоны конструкции существует подробный перечень мероприятий по обеспечению качества на всех этапах процесса изготовления, внесенный на чертежи. План для сборочного цеха составляется отдельно, для наиболее ответственных операций ставится

штамп «критический по разрушению» и все вносимые в производстве изменения делаются в присутствии ответственного за контроль. Ответственные за контроль также принимают участие в работах, проводимых на главной ремонтной базе ВВС. Кроме того, общий осмотр самолета проводится перед его окончательной сдачей. Таким образом, за выполнением плана контроля необходимо следить в процессе всего производственного цикла, за исключением тех этапов изготовления, которые не оказывают влияния на ресурс и допускаемые повреждения. В конструкции самолета F-16 имеется 48 критических по разрушению узлов и элементов. Сюда относятся кессон крыла, узлы крепления горизонтального и вертикального оперения, узлы подвески двигателей, а также некоторые панели верхней части фюзеляжа и лонжероны. Один из наиболее важных аспектов контроля допускаемых повреждений в процессе производства связан с сознательным подходом и пониманием ответственности работников, принимающих участие в изготовлении критических по разрушению элементов и узлов конструкции.

Натурные (полномасштабные) испытания. Программы натурных испытаний играют важную роль в процессе разработки нового изделия и его сертификации и, как и в прошлом, включают статические и усталостные испытания на отдельных агрегатах и образцах самолета. Назначение статических испытаний — проверка запасов прочности в критических зонах конструкции. Результаты этих испытаний также имеют важное значение при оценке ресурса и безопасности. Правильно спланированные статические испытания конструкции самолета при необходимом оснащении тензометрическими средствами позволяют воспроизвести истинную картину

деформаций в отдельных элементах, являющихся критическими по усталости, а также оценить поле деформации в доработанных зонах после усталостных испытаний. Такое назначение образца для статических испытаний требует составления двух смещенных программ испытаний и сохранения образца до окончания программы усталостных испытаний и доработки конструкции.

В процессе натурных ресурсных (усталостных) испытаний преследуются различные цели, одной из которых является определение так называемых «горячих точек», т. е. зон, наиболее предрасположенных к усталостным разрушениям. Несмотря на проведение предшествующих опытно-конструкторских проработок, во время натурных испытаний первые усталостные трещины появляются раньше расчетного срока. Такое преждевременное появление трещин особенно характерно для равнопрочных конструкций, спроектированных из условий минимума веса. Ресурсные испытания также служат средством проверки методики расчета усталостной долговечности и ее уточнения на основе результатов испытаний в реальных условиях, если в процессе испытаний произойдет разрушение. Кроме того, в процессе ресурсных испытаний определяется экономический срок службы. И, наконец, наряду с результатами эксплуатации самолета-лидера, на основе данных усталостных испытаний составляется план-график проведения работ по техническому обслуживанию.

Программой усталостных испытаний самолета F-16 предусматривались испытания планера целиком (рис. 13) и отдельно горизонтального оперения и шасси. Хотя усталостные испытания уже давно вошли в практику, в существующем подходе имеется несколько особенностей, две из которых заслу-

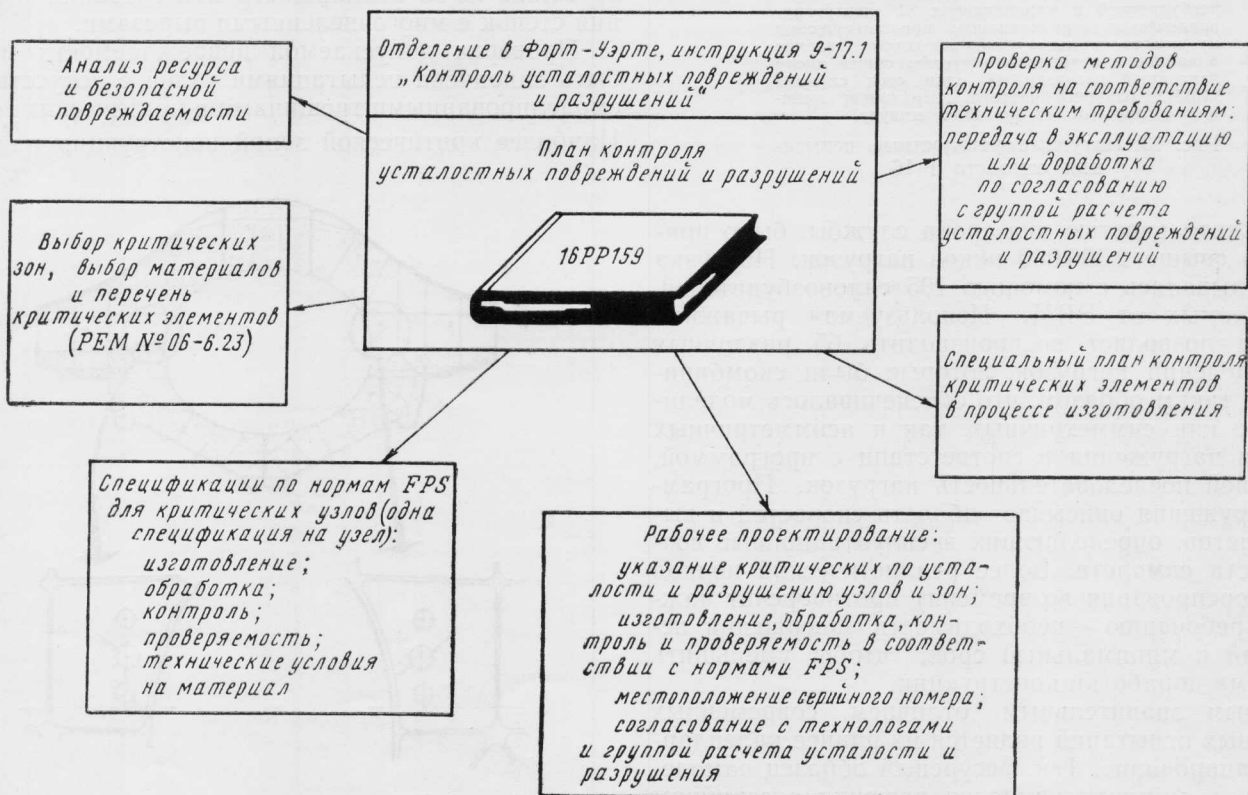
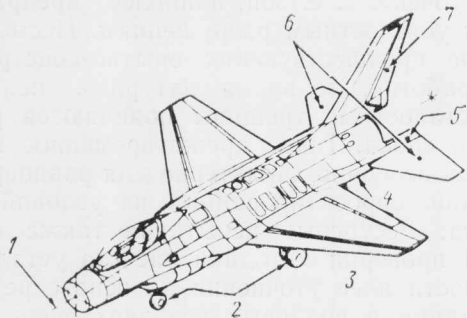


Рис. 12. Контроль разрушений в самолете F-16

живают внимания. Наиболее реалистичным является нагружение со случайной последовательностью от полета к полету. Общее число циклов нагружения во время испытаний может быть достаточно точно определено на основе методов механики разрушения, зная поведение материала при заданных уровне напряжений и частоте нагружения. В этом подходе включенные нагрузки понижаются до уровня, при котором не происходит роста начальных дефектов, допускаемых при изготовлении конструкции. При испытаниях планера самолета F-16,



С испытываемого образца сняты следующие агрегаты:

1—носовой обтекатель; 2—шасси; 3—пилоны; 4—тормозной крюк; 5—воздушные тормозные щитки; 6—горизонтальное оперение; 7—руль направления

Проводились: общая проверка перед испытаниями, включая поверхностный осмотр 35 характерных по методам изготовления зон; последующий контроль через 500 ч, включая поверхностный осмотр четырех характерных по методам изготовления зон; дополнительные проверки и поверхностные осмотры по мере необходимости; контроль демонтированного образца после наработки двух сроков службы

Испытываемый образец содержит фонарь, узлы крепления двигателя, предкрылки, флапероны, киль, а также макеты двигателя, стабилизатора и шасси; нагрузка к крылу и килю прикладывается через дямки, а к фюзеляжу — через фитинги; система нагружения состоит из 105 гидравлических сило-возбудителей и управляющих 82 электрогидравлических сервоклапанов; при нагружении от полета к полету моделируется давление в кабине и в топливном отсеке; общее число изменений нагрузки за один срок службы 1159912 (средняя частота нагружения менялась от 18 до 40 в минуту)

Рис. 13. Натурные усталостные испытания самолета F-16

продолжительностью два срока службы, было приложено свыше 2 300 000 пиков нагрузок. Нагрузка прикладывалась с помощью 105 силовозбудителей, управляемых от ЭВМ. Используемая рычажная система позволяет воспроизводить 65 различных распределений нагрузок, которые были скомбинированы таким образом, что обеспечивалось моделирование как симметричных, так и асимметричных случаев нагружения в соответствии с программой, задающей последовательность нагрузок. Программа нагружения описывает область скоростей и высот полетов, определяющих эксплуатационные возможности самолета. Более реалистичный подход (без форсирования во времени) противоречит важному требованию — необходимости завершения испытаний в минимальный срок, чтобы уменьшить проблему доработки конструкции.

Вторым значительным отличием современных ресурсных испытаний является их раннее календарное планирование. Так, ресурсный образец самолета F-16 к моменту принятия решения о серийном производстве уже наработал один срок службы и

два срока службы к началу поставки первого самолета заказчику. В прошлом ресурсные испытания очень часто затягивались и для выполнения доработок и изменения конструкции всех выпущенных самолетов требовались большие затраты. Применительно же к самолету F-16 все необходимые доработки конструкции были закончены к моменту первых поставок.

Как уже отмечалось выше, в процессе ресурсных испытаний возможно появление преждевременных усталостных трещин. Самолет F-16 не явился исключением, хотя экономический срок службы превысил 8000 ч, т. е. превысил ресурс. Типичное появление преждевременных трещин можно рассмотреть на примере стенки силового шпангоута крепления крыла (рис. 14). Аналогичные элементы силовой конструкции, чтобы не задерживать программу усталостных испытаний, должны быть изготовлены по возможности раньше. Применительно к указанному шпангоуту проектирование, расчет и выпуск рабочих чертежей были закончены через 6 месяцев после начала программы. Вырезы под трубопроводы гидравлической системы, вызвавшие перераспределение нагрузок, были сделаны уже на первоначально изготовленных образцах. Проведенный расчет показал, что их влияние на долговечность и допускаемые повреждения будет значительным. В такой ситуации возможны два решения: снять узел и полностью переконструировать, приостановив при этом программу натурных испытаний, или оставить конструкцию без изменения и проводить доработку непосредственно в процессе испытаний. Последнее решение было принято для самолета F-16, поскольку было очень важно закончить ресурсные испытания как можно быстрее. Такое решение считалось разумным не только с точки зрения быстрого получения результатов испытаний, но также из-за возможности исследования поведения стенок с многочисленными вырезами.

Проверка допускаемой повреждаемости может быть закончена испытаниями узлов с искусственно смоделированными трещинами в критических зонах. Наиболее критической зоной конструкции планера

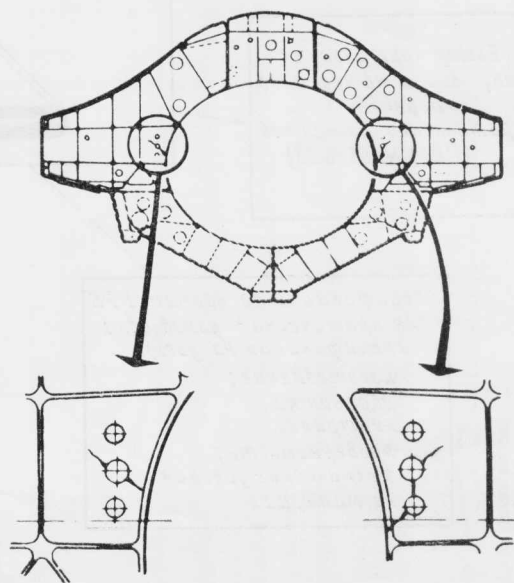


Рис. 14. Усталостные трещины в стенке силового шпангоута

самолета F-16 является стык крыла с центральной частью фюзеляжа. Были испытаны два натуральных образца узлов стыка (рис. 15), в которых моделировались пять трещин. Трещины в деталях прорезались при помощи вольфрамовой проволоки с алмазной крошкой или электроискровым методом. Оба образца предварительно подвергались циклическому нагружению продолжительностью 0,25 расчетного срока службы, чтобы искусственные дефекты приобрели форму эксплуатационных усталостных трещин. Затем образцы прошли усталостные испытания продолжительностью два срока службы.

Аналогично были смоделированы трещины в горизонтальном и вертикальном оперении, проходивших испытания по индивидуальным программам. Во всех случаях после завершения усталостных испытаний, моделирующих нагружение в эксплуатации, образцы нагружались предельной нагрузкой, соответствующей максимальной за весь срок эксплуатации, с целью оценки характеристик допускаемой повреждаемости.

В настоящее время практически большая часть проверки допускаемой повреждаемости конструкции проводится во время натуральных ресурсных испытаний. Это относится и к самолету F-16. В процессе испытаний в нескольких зонах была продемонстрирована выполнимость условия медленного роста трещин, а также подтверждена несущая способность конструкции при наличии этих трещин. Следовательно, на одном образце можно оценить как допускаемую повреждаемость, так и усталостную долговечность конструкции. Однако в большом числе случаев подход, основанный на испытаниях отдельных агрегатов (узлов), может дать преимущество в отношении более быстрого получения результатов.

Контроль за боевыми самолетами. Контроль самолетов в эксплуатации включает проведение специальных проверок, техническое обслуживание и планирование замены отдельных агрегатов или, в случае необходимости, целиком самолета. Необходимые данные для контроля парка самолетов предусмотрены общим планом обеспечения прочности конструкции, включающим анализ напряжений, долговечности и допускаемых повреждений, наземные натурные испытания и программу летных испытаний. Основное назначение исходных данных — обеспечение необходимой информацией обслуживающего персонала ВВС, участвующего в оценке влияния эксплуатационных условий на безопасность и ресурс отдельных самолетов. Кроме того, полученные при обследовании самолетов данные обеспечивают основу для уточнения расчетных критериев и технических условий.

План контроля боевого парка самолетов F-16 отражает современный подход к решению данной проблемы. По результатам программы разработан процесс (процедура) оценки деградации конструкции планера с точки зрения роста трещин в отдельных элементах.

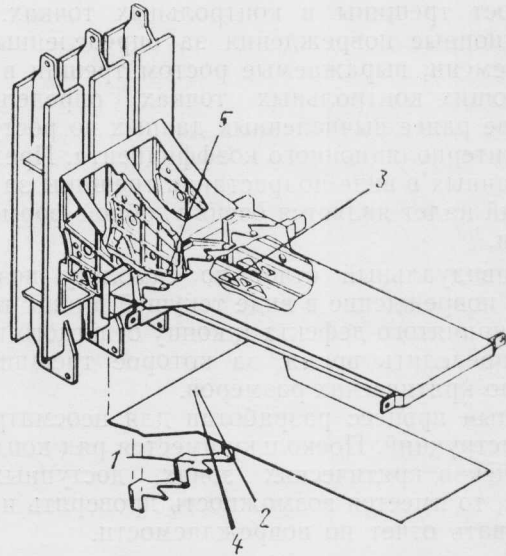
Процесс оценки включает следующие мероприятия:

1. Использование боевого парка. На каждом самолете устанавливается регистрирующая в полете нагрузка аппаратура. За три года эксплуатации будет записано до 22 параметров.

2. Определение спектра нагрузок и вариантов использования. По регистрируемым данным опре-

деляется пять вариантов боевого использования самолета F-16. Целью этого этапа является разработка расчетных моделей, которые отражают разное использование самолета: от самых тяжелых условий нагружения до весьма умеренных (например, более тяжелые условия эксплуатации характеризуются большим количеством воздушных маневров).

3. Контрольные спектры нагружения от полета



Испытания проводились на двух образцах; были смоделированы пять технологических дефектов, распределенных между двумя образцами; угловые трещины прорезались вольфрамовой проволокой с алмазной крошкой; частично сквозные поверхностные трещины воспроизводились электроискровым методом; образцы перед испытаниями предварительно нагружались в течение 1/4 срока службы для приобретения дефектами формы эксплуатационных трещин; смоделированные трещины в процессе испытаний увеличились незначительно; максимальный рост отмечен в поясе лонжерона, где длина трещины увеличилась от 1,27 до 17,6 мм

Рис. 15. Образец узла крепления крыла к фюзеляжу для испытаний на допускаемую повреждаемость

к полету. Для каждой модели использования будут генерироваться временные последовательности нагрузок/напряжений, уравнения для которых получают на основе регрессионного анализа полетных нагрузок на самолет F-16.

4. Кривые роста трещин. Для каждой контрольной точки в планере самолета рассчитываются кривые роста усталостных трещин. Эти кривые для каждой модели использования получают аналитически по методике, скоррелированной по результатам натуральных ресурсных испытаний и испытаний на допускаемую повреждаемость.

5. Индивидуальная регистрация нагрузок. На каждом самолете будут установлены механические регистраторы деформаций в контрольных критических зонах планера. Запись измерений ведется на кассету, которая заменяется через каждые 100 ч полета.

6. Сопоставление записей деформаций и моделей использования. Пять моделей использования изображаются графически в координатах размах напряжений — повторяемость. Эти графики нормализуются для обеспечения возможности сравнения с аналогичными данными, полученными из записей механических регистраторов деформаций на самолетах. Сравнение индивидуальных графиков с графиками моделей использования позволит определить интерполяционный коэффициент.

7. Рост трещины в контрольных точках. Эксплуатационные повреждения за определенный период времени, выражаемые ростом трещин в соответствующих контрольных точках, определяются на основе ранее вычисленных данных по росту трещин и интерполяционного коэффициента. Представление данных в виде подрастания трещины за определенный налет является очень удобной формой отчетности.

Индивидуальный отчет по самолету позволит оценить повреждение в виде текущей длины трещины для принятого дефекта к концу отчетного периода и определить время, за которое трещина вырастет до критических размеров.

Данный процесс разработан для неосматриваемых конструкций. Поскольку имеется ряд контрольных точек в критических зонах, доступных для осмотра, то имеется возможность проверить и скорректировать отчет по повреждаемости.

Контрольные точки обычно располагаются 1—2 на конструктивном элементе. Исследования в ВВС по другим программам показали, что можно определить масштабный коэффициент и по данным замеров в одной точке оценить повреждения в других точках этого же элемента конструкции.

Исключением для вышерассмотренного процесса являются агрегаты хвостового оперения, выполненные из композиционных материалов, и шасси. Эти конструкции будут контролироваться старыми методами, в основу которых положены осмотры и ремонт (или замена), проводимый, как правило, через промежутки времени, составляющие 25% долговечности, показанной в процессе натурных усталостных испытаний.

Выводы. Современный принцип проектирования по критериям безопасности и ресурса позволил создать достаточно надежный и с большим ресурсом самолет F-16. Программа оказалась технически доступной и легко регулируемой. Увеличение веса конструкции планера, связанное с обеспечением требований по безопасности и ресурсу, составило менее 3%. Кроме того, стоимость программы самолета F-16 оказалась меньше стоимости программ других систем, например самолета F-111, а быстрое завершение расчетов и испытаний практически позволило избежать дополнительных расходов, связанных с доработкой серийных самолетов.

На основании результатов программы разработки можно сделать следующие выводы:

1. Основным средством обеспечения прочности конструкции является правильный выбор материалов, сочетающих высокие характеристики вязкости разрушения, коррозионной стойкости и сопротивляемости росту усталостных трещин.

2. При рациональном планировании и использовании соответствующего оборудования моделирование реального нагружения от полета к полету при натурных испытаниях оказалось менее сложным и трудоемким, чем предполагалось.

3. Одним из ключевых факторов является неразрушающий контроль в процессе изготовления. Возможности различных методов контроля в производстве должны быть оценены в количественном отношении, т. е. с точки зрения вероятности обнаружения дефектов определенного размера с высоким доверительным уровнем. Контрольная аппаратура и оборудование должны периодически проверяться. Повышение точности и снижение стоимости неразрушающего контроля могут быть достигнуты за счет автоматизации.

4. Точное определение полей напряжений является критическим фактором в понимании поведения трещин в конструкции. Выборочный подробный анализ для некоторых узлов агрегата может быть эффективно использован и для других зон при условии идентичности спектра напряжений.

5. Большое внимание должно быть уделено проблеме детализации при проектировании.

6. Важную роль при создании конструкций повышенной долговечности играют технологические процессы изготовления, анализ которых может дать самые неожиданные результаты. Например, качество крепежных отверстий зависит от таких факторов и операций, как число оборотов сверла при его выведении из отверстия и способ разделения кромок отверстия в контактирующих поверхностях.

7. Рекомендуются распространить рассмотренные подходы проектирования планера из металлических материалов на агрегаты из композиционных материалов и шасси. Вполне очевидно, что при этом возникнут трудности из-за большего влияния окружающей среды на характеристики композиционных материалов, но все же эта задача в принципе осуществима.

Окончательная оценка современного принципа проектирования безопасных конструкций с увеличенным ресурсом может быть сделана только на основании результатов эксплуатации серийных самолетов. В случае успеха, как предполагается, стоимость технического обслуживания парка самолетов F-16 будет сравнительно низкой, а летчику будет обеспечена безопасность в течение длительного срока службы самолета.

Референты *Е. П. Толстобров, Т. И. Короленко,*
Редактор *Б. П. Круглов.*

НОВЫЙ СТАБИЛИЗАТОР САМОЛЕТА F-16*

Фирма Джeneral Дайнэмикс спроектировала и изготовила для самолета F-16 цельноповоротный стабилизатор новой конструкции, в котором алюминиевый сотовый наполнитель на всю высоту профиля был заменен гофрированным. Как известно, подкрепление тонких обшивок сотовым наполнителем при незначительных погонных нагрузках позволяет создать легкие конструкции при обеспечении высокого качества внешней поверхности. Однако возникают две проблемы: более высокая стоимость изготовления клееных конструкций по сравнению с клепаными и повышенная трудоемкость обслуживания, выражаемая в человеко-часах на полетный час. Увеличение трудоемкости обслуживания связано, в первую очередь, с необходимостью проведения неразрушающего контроля в процессе эксплуатации с привлечением квалифицированных специалистов, так как возможны коррозия сотового наполнителя под воздействием проникающей влаги и агрессивных сред и последующее отслоение обшивок. Проведение ремонта для устранения таких дефектов может оказаться процессом достаточно дорогостоящим. Таким образом, переход на новую конструкцию позволил в какой-то степени решить эти проблемы и в результате удалось снизить стоимость изготовления при сохранении весовой эффективности.

Стабилизатор новой конструкции имеет площадь $2,96 \text{ м}^2$ (т. е. на 30% больше, чем в первоначальном варианте), относительное удлинение 2,1, профиль с относительной толщиной 6% в корневой части и 3,5% в концевой части, угол стреловидности по передней кромке 40° и максимальную хорду 2,43 м (рис. 1). Максимальная строительная высота в корневой части равна 145 мм и 33 мм в концевой части.

При проектировании стабилизатора критическими являются требования по жесткости из условий флаттера стабилизатора, панельного флаттера и общей устойчивости панелей обшивки. Из условий прочности проектировалось болтовое соединение обшивки с фитингом крепления оси поворота и соединения обшивки с гофрированным наполнителем.

Конструкция нового стабилизатора (рис. 2) состоит из двух основных подборок (кессона и съемного носка) и характеризуется минимальным количеством деталей, их простотой и малой трудоемкостью сборки. Решение использовать съемный взаимозаменяемый носок было принято по той причине, что, как показывает опыт эксплуатации, он является наиболее повреждаемым в полете элементом и поэтому его замена будет простой при минимальных затратах.

Кессон стабилизатора состоит из тринадцати основных элементов и набора мелких клипс и фитингов. Контур кессона замыкается отформованной корневой нервюрой из алюминиевого сплава, совместно с узлом крепления поворотной оси, лонжероном, концевой нервюрой и профилем задней кромки. Алюминиевый гофрированный наполнитель сое-

диняется с нервюрами через клипсы и механическим крепежом с полкой лонжерона (рис. 3). Графитоэпоксидные обшивки крепятся к полкам лонжерона и к гофрированному наполнителю с помощью механического крепежа. Основным силовым элементом каркаса является гофрированный наполнитель, выполненный в виде одной детали и работающий как

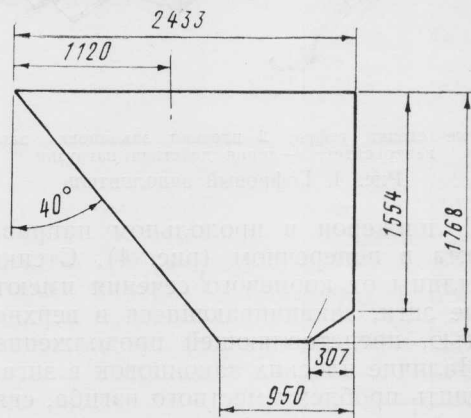
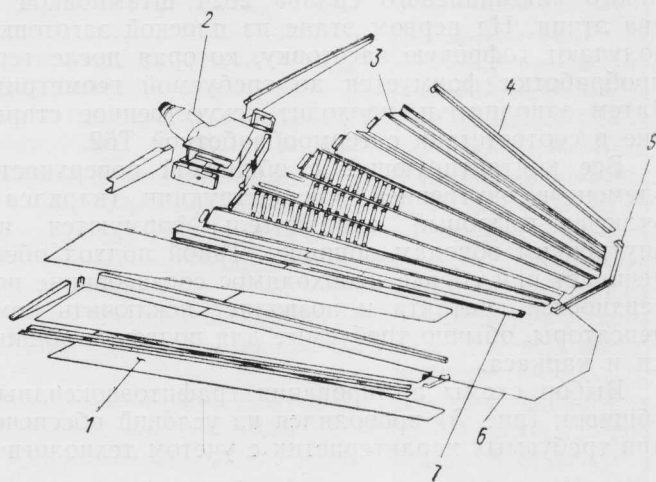
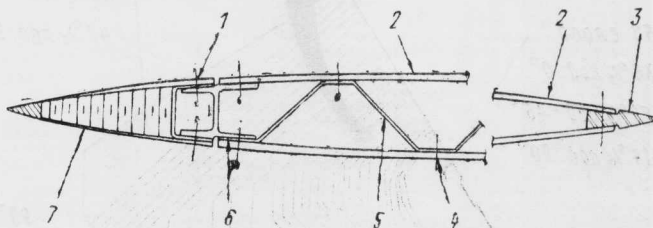


Рис. 1. Геометрия в плане стабилизатора с гофрированным наполнителем (размеры в мм)



1—клееный носок сотовой конструкции; 2—элементы узла крепления оси поворота; 3—алюминиевый гофрированный наполнитель; 4—алюминиевый профиль задней кромки; 5—алюминиевая концевая нервюра; 6—графитоэпоксидная обшивка; 7—алюминиевый лонжерон

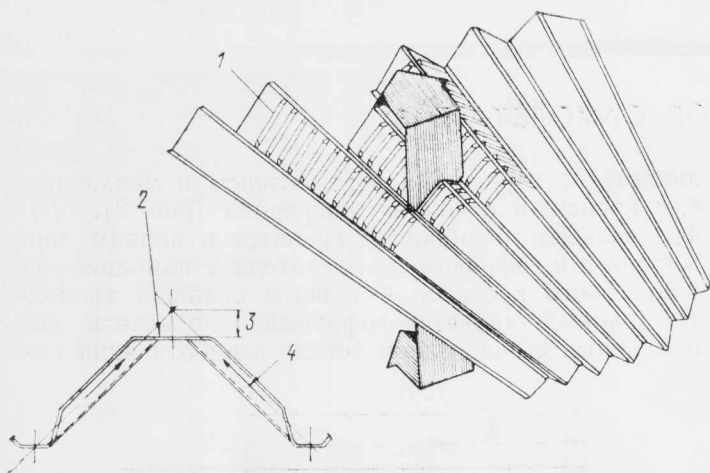
Рис. 2. Конструкция стабилизатора с гофрированным наполнителем



1—винты с потайной головкой и плавающие гайки; 2—графитоэпоксидная обшивка; 3—алюминиевый профиль задней кромки; 4—защелки с потайной головкой; 5—гофрированный наполнитель из алюминиевого сплава; 6—алюминиевый лонжерон; 7—съемный носок

Рис. 3. Типовое сечение стабилизатора с гофрированным наполнителем

* Butcher D. N. Non-honeycomb F-16 horizontal stabilizer structural design. ICAS-82-2.4.3.



1—зигованные стенки гофра; 2—плоская законцовка зигов; 3—эксцентриситет; 4—линия действия нагрузки

Рис. 4. Гофровый наполнитель

обычный лонжерон в продольном направлении и как ферма в поперечном (рис. 4). Стенки гофра на 2/3 длины от корневого сечения имеют отформованные зиги, заканчивающиеся в верхней части плоскостью, представляющей продолжение полки гофра. Наличие плоских законцовок в зигах позволило решить проблему местного изгиба, связанного с эксцентриситетом передачи нагрузки в зоне зига (см. рис. 4).

Гофровый наполнитель изготавливается из листового алюминиевого сплава 2024 штамповкой в два этапа. На первом этапе из плоской заготовки получают гофровую заготовку, которая после термообработки формируется до требуемой геометрии. Затем наполнитель проходит искусственное старение в соответствии с термообработкой Т62.

Все контактирующие с обшивкой поверхности элементов внутренней подконструкции (каркаса), включая гофровый наполнитель, формируются по внутренним обводам обшивки. Такой подход обеспечивает при сборке необходимое согласование поверхностей контакта и позволяет исключить компенсаторы, обычно требуемые для подгонки обшивки и каркаса.

Выбор схемы армирования графитоэпоксидных обшивок (рис. 5) проводился из условий обеспечения требуемых характеристик с учетом технологич-

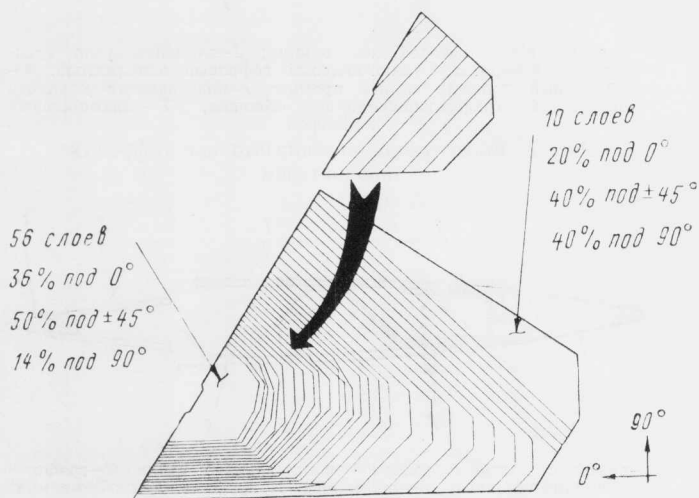


Рис. 5. Схема армирования графитоэпоксидных обшивок кессона

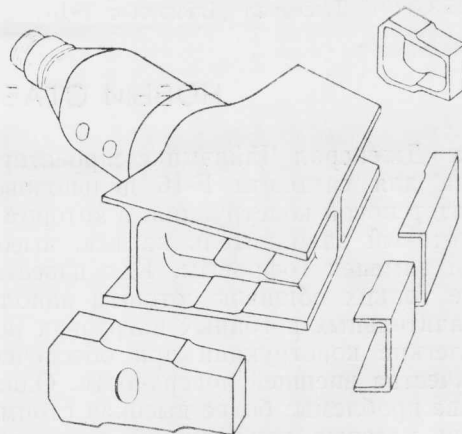


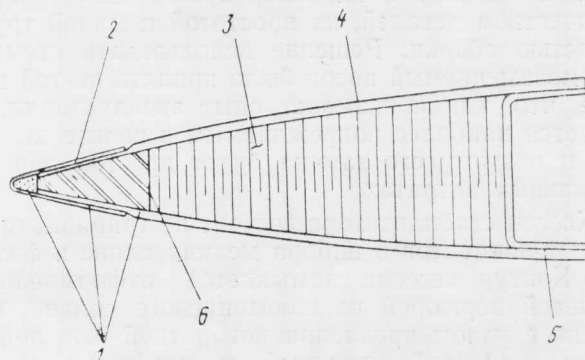
Рис. 6. Узел крепления оси поворота с торцевыми нервюрами

ности. Критическими для концевой и хвостовой частей обшивки являются жесткостные характеристики по условиям флаттера, а для корневой части — прочностные требования к механическим соединениям с фитингом крепления поворотной оси.

Формование графитоэпоксидных обшивок ведется по внутренним обводам, поэтому для получения гладкой наружной поверхности при полимеризации используются полированные металлические прокладки. Кроме того, количество слоев и их распределение подобрано таким образом, что толщина обшивки меняется практически линейно в любом направлении. Выкладка слоев проводилась из ленты шириной 76,2 или 152,4 мм на автоматизированной машине.

Узел крепления поворотной оси (рис. 6) изготовлен механической обработкой из плиты алюминиевого сплава 2124-Т851. Щечки узла, которые соединяются с обшивкой с помощью механического крепежа, выполнены со ступенчатым изменением толщины, при этом число ступенек выбиралось с учетом технологичности. При сборке узел замыкается торцевыми стыками типа нервюр, образуя два замкнутых контура.

Съемный взаимозаменяемый носок стабилизатора выполнен клееным трехслойным с алюминиевым сотовым наполнителем и графитоэпоксидной обшивкой (рис. 7) и конструктивно аналогичен носкам других элементов, применяемым в самолете F-16 и хорошо зарекомендовавшим себя в процессе эксплуатации. Имеющийся опыт эксплуатации



1—клей; 2—окантовочная накладка из нержавеющей стали; 3—сотовый наполнитель из коррозионно-стойкого алюминиевого сплава; 4—графитоэпоксидные обшивки; 5—графитоэпоксидный лонжерон; 6—стеклопластиковый вкладыш

Рис. 7. Типовая конструкция съемного носка

Весовая сводка конструкции стабилизатора самолета F-16

Гипотетический вариант с сотовым наполнителем		Вариант с гофрированным наполнителем	
Элементы конструкции	Вес, кгс	Элементы конструкции	Вес, кгс
Графитоэпоксидная обшивка	20,8	Графитоэпоксидная обшивка	27,4
Алюминиевый сотовый наполнитель	9,9	Гофрированный наполнитель, клипсы, фитинги и др. элементы каркаса	13,4
Клей	8,8	Узел крепления оси поворота и торцевые нервюры	19,6
Внутренний лонжерон	1,2	Корневая нервюра	0,6
Узел крепления оси поворота	16,3	Концевая нервюра	0,3
Корневая нервюра	2,1	Передний лонжерон	2,0
Концевая нервюра	0,5	Профиль задней кромки	0,9
Передний лонжерон	3,1	Носок	6,6
Профиль задней кромки	0,7	Крепежные детали, герметик, наполнитель и т. п.	4,4
Носок	6,6		
Крепежные детали, герметик и т. п.	1,6		
Итого	71,6	Итого	75,2

показывает, что такая конструкция хорошо противостоит ударным нагрузкам в полете и на земле, а также является достаточно эффективной в весовом отношении. Передняя кромка носка состоит из стеклопластикового вкладыша и окантовки из тонколистовой нержавеющей стали. Носок стабилизатора крепится по полкам лонжерона с помощью винтов с потайными головками и плавающих гаек.

Большое внимание при разработке стабилизатора уделялось проблеме коррозионной защиты и изоляции разнородных материалов. Собранный носок герметизировался и проверялся на проницаемость, чтобы исключить проникновение влаги в сотовый наполнитель в процессе эксплуатации. Все алюминиевые детали предварительно анодировались, а затем наносилось два слоя эпоксидного грунта. В графитоэпоксидных обшивках в зонах контакта с алюминиевыми деталями полимеризованы изоляционные прокладки из стеклоткани. Кроме того, в качестве компенсаторов для обеспечения хорошего сопряжения между обшивкой и контактирующими поверхностями алюминиевых деталей использовались эпоксидный жидкий наполнитель и полисульфидный герметик. Соединение графитоэпоксидных обшивок с алюминиевыми деталями осуществлялось с помощью крепежа из нержавеющей стали. Для выхода попадаемой внутрь стабилизатора влаги в законцовке предусмотрены дренажные отверстия.

Оценка весовой эффективности стабилизатора с гофрированным наполнителем проводилась в сравнении с гипотетическим вариантом такой же геометрии, но имеющим алюминиевый сотовый наполнитель. Как следует из весовой сводки (см. таблицу), стабилизатор с гофрированным наполнителем тяжелее на 5%, что является следствием более тяжелой обшивки. Однако вариант с гофрированным наполнителем имеет преимущества по стоимости изготовления и стоимости техобслуживания. Снижение стоимости изготовления достигается за счет уменьшения количества деталей и применения метода формования по внутренним обводам обшивки, обеспечившего хорошее согласование контактирующих поверхностей обшивки и каркаса. Проведенная оценка эконо-

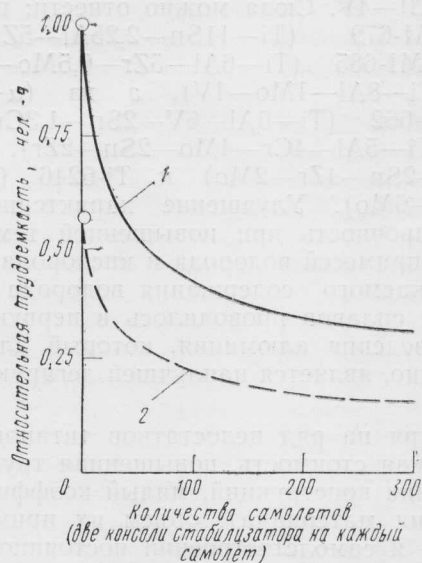


Рис. 8. Стоимость изготовления стабилизатора различной конструкции

номической эффективности показала, что начальная стоимость изготовления варианта стабилизатора с сотовым наполнителем больше на 75%. При серии 300 самолетов стоимость изготовления стабилизатора с гофрированным наполнителем (рис. 8) будет в два раза меньше, чем с сотовым наполнителем.

Стабилизатор с гофрированным наполнителем в начале 1981 г. успешно прошел наземные и летные испытания. Поставки самолета F-16 с новым стабилизатором в ВВС США начались в конце 1981 г., а поставки другим заказчикам были запланированы на начало 1982 г. Опыт производства первого года показал, что, несмотря на такой короткий срок, стабилизатор зарекомендовал себя как технологичный, ремонтпригодный агрегат, имеющий хорошие характеристики усталостной долговечности.

Референты Е. П. Толстобров, Т. И. Короленко.
Редактор Б. П. Круглов.

ПРИМЕНЕНИЕ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ В САМОЛЕТОСТРОЕНИИ*

Титан и его сплавы в настоящее время являются одними из основных конструкционных материалов в авиационно-космической промышленности из-за их небольшой плотности ($\sim 4,5$ г/см³), высоких прочностных характеристик при нормальной и повышенной температурах и хорошей противокоррозионной стойкости. Важной вехой в области исследования титановых сплавов явилась разработка сплава Ti-6Al-4V (1953 г.), который сразу же получил широкое распространение. Эффективность использования сплава Ti-6Al-4V была подтверждена на примере ТРД J-57 фирмы Пратт-Уитни: за счет применения титанового сплава вес двигателя был уменьшен на 201 кгс по сравнению с вариантом двигателя из стали. С учетом особенностей работы элементов конструкции двигателей (повышенная температура, длительность нагружения и т. п.) в последующие годы был разработан целый ряд новых сплавов более сложных систем, имеющих улучшенные характеристики по сравнению со сплавом Ti-6Al-4V. Сюда можно отнести: из α -сплавов — IMI-679 (Ti-11Sn-2,25Al-5Zr-1Mo-0,25Si), IMI-685 (Ti-6Al-5Zr-0,5Mo-0,3Si) и Ti-811 (Ti-8Al-1Mo-1V), а из ($\alpha+\beta$)-сплавов — Ti-662 (Ti-6Al-6V-2Sn-1,3Cu-1,3Fe), Ti-17 (Ti-5Al-4Cr-4Mo-2Sn-2Zr), Ti-6242 (Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo) и Ti-6246 (Ti-6Al-2Sn-4Zr-6Mo). Улучшение характеристик, таких как прочность при повышенной температуре, снижение примесей водорода и кислорода, увеличение допустимого содержания водорода и др., у указанных сплавов проводилось в первую очередь за счет введения алюминия, который для титана, как известно, является наилучшей легирующей присадкой.

Несмотря на ряд недостатков титановых сплавов (высокая стоимость, повышенная трудоемкость изготовления конструкций, малый коэффициент использования материала), объем их применения в двигателе- и самолетостроении постоянно увеличивается. Так, применение титановых сплавов в планере самолета Конвэр 880 привело к снижению веса конструкции на 364 кгс. Вес титановых элементов конструкции в самолетах Боинг 747, DC-10, L-1011 и C5-A превышает 3640 кгс. Коэффициент использования материала (отношение веса заготовки к весу готовой детали) в элементах конструкции планера меняется в большом диапазоне и колеблется, например, в самолете F-15 от 50:1 для штампованных шпангоутов до 1,3:1 для элементов из листового материала.

Наглядным примером широкого использования титановых сплавов является самолет YF-12A/SR-71 (93% в конструкции планера). В качестве основного материала был выбран сплав В120VCA (Ti-13V-11Cr-3Al), как имеющий высокую прочность (138,0 кгс/мм² после старения) и хорошую штампуемость в холодном состоянии. Недостатки сплава В120VCA — большая продолжительность процесса старения (70 ч) и охрупчивание в перестар-

ленном состоянии — были решены за счет повышенного контроля качества и режимов изготовления листовых полуфабрикатов (время старения было снижено до 40 ч). Кроме того, сплав В120VCA имеет более низкие характеристики усталостной прочности, чем сплав Ti-6Al-4V в отожженном состоянии. При изготовлении первого самолета SR-71 объем фрезерованных элементов из сплава В120VCA составлял около 10%, а в настоящее время — менее 1%.

На самолете Боинг 747 из сплава Ti-6Al-4V изготавливаются две балки крепления шасси, проходящие через центроплан. Балки выполнены составными из двух частей, при этом каждая часть весом 773 кгс изготавливается механической обработкой из штампованных заготовок весом 1820 кгс.

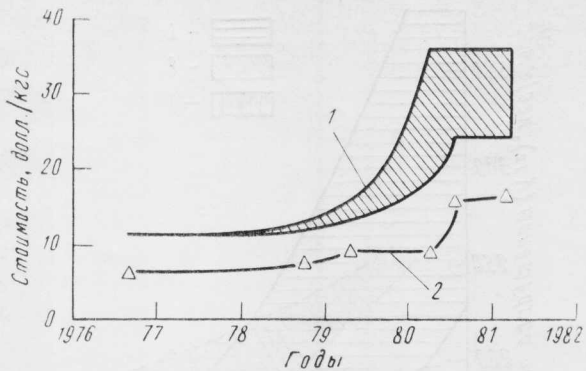
Примером постоянного совершенствования конструкций из титановых сплавов может служить балка крепления основного шасси самолета Боинг 757: решение фирмы заменить сплав Ti-6Al-4V новым β -сплавом Ti-10V-2Fe-3Al, принятое с целью снижения стоимости изготовления и улучшения характеристик, также позволило снизить вес на 10% (балка из сплава Ti-6Al-4V весит 305 кгс) при одновременном удовлетворении требований по прочности ($\sigma_b > 124$ кгс/мм²) и вязкости разрушения ($K_{Ic} > 139$ кгс/мм^{3/2}).

Коэффициент использования материала для титановых элементов в конструкции двигателей колеблется в пределах от 10:1 до 6:1. Примером применения титановых сплавов может служить двигатель F100 фирмы Пратт-Уитни, в конструкции которого установлено более 130 деталей из сплава Ti-6Al-4V, изготовленных из отливок. Замена стали титановым сплавом в этом случае обеспечила снижение веса на 14 кгс.

С момента освоения промышленного выпуска титана был решен целый ряд проблем, связанных с водородным охрупчиванием, стойкостью к коррозии под напряжением и усталостной прочностью. В настоящее время основными проблемами являются высокая стоимость изготовления конструкций и большая продолжительность цикла заказов, т. е. времени между заказом и поставкой. В конце 1980 г. цикл заказа для кованных заготовок составлял один год, а для штамповок — два года. В качестве примера на рис. 1 показано изменение стоимости титановой губки и круглых заготовок диаметром 206 мм из сплава Ti-6Al-4V. Резкое увеличение стоимости за последние годы связано, в первую очередь, с энергетическим кризисом (расход энергии при изготовлении 1 тс титановой губки в 16 раз больше, чем при изготовлении 1 тс стального литья). Снижение стоимости изготовления конструкций может быть достигнуто за счет более эффективного использования материала (т. е. за счет сокращения отходов) и применения новых методов изготовления. Вполне естественно, что в этом случае появится реальная возможность увеличить объем применения титана и использовать новые более дорогие сплавы с улучшенными характеристиками.

Новые сплавы. За последние три десятилетия было разработано большое количество новых тита-

* Crossley F. A. Aircraft applications of titanium: a review of the past and potential for the future. *J. Aircraft*, 1981, v. 18, XII, N 12, p. 993—1002.



1—круглая заготовка диаметром 206 мм из сплава Ti-6Al-4V; 2—губка с содержанием 99,3% Ti
Рис. 1. Стоимость титановой губки и сплава Ti-6Al-4V

новых сплавов, из которых часть не нашла практического применения. К таким сплавам можно отнести Ti-140A (Ti-2Fe-2Cr-2Mo), Ti-155A (Ti-5Al-1,4Fe-1,4Cr-1,5Mo), C-110M (Ti-8Mn), C-130AM (Ti-4Al-4Mn), Ti-5Al-3Cr, Ti-16V-2,5Al, Ti-8V-8Mo-2Fe-3Al и Beta III (Ti-11,5Mo-6Zr-4,5Sn). Можно отметить, что оценка применимости и эффективности новых сплавов делается на основании сравнения со сплавом Ti-6Al-4V, как имеющим лучшее сочетание прочностных и технологических свойств и поэтому получившим наиболее широкое

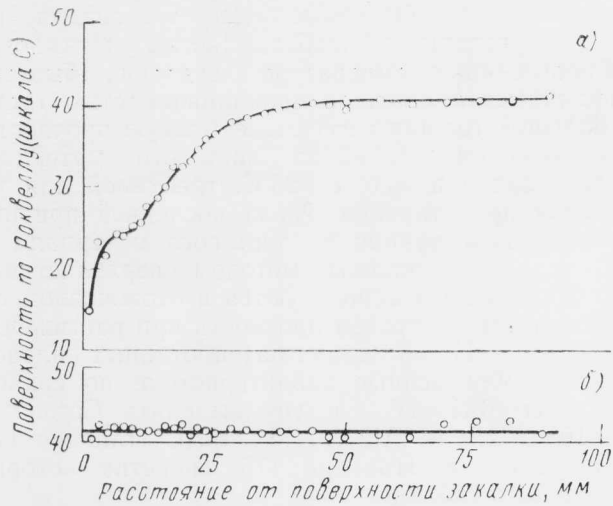
распространение. Основные недостатки сплава Ti-6Al-4V связаны с необходимостью штамповки при повышенных температуре и давлении (быстрый износ штампов), мелкой прокаливаемостью (детали большой толщины имеют невысокую прочность) и короблением деталей из листового материала после закалки в воду с 925°C, требуемой для упрочнения при старении. Из-за последней причины элементы конструкции из листового материала (в том числе изготовленные методом сверхпластического формования) используются в отожженном состоянии и имеют предел прочности при растяжении 89,5 кгс/мм². Из последних разработанных сплавов, имеющих улучшенные характеристики по сравнению с Ti-6Al-4V, следует выделить Corona 5, Ti-10V-2Fe-3Al, Ti-15V-3Al, Transage 129, Transage 134 и Transage 175, свойства которых приведены в таблице.

Двухфазный сплав Corona 5 имеет улучшенную вязкость разрушения ($K_{Ic} > 350$ кгс/мм^{3/2} при $\sigma_b = 93$ кгс/мм²), хорошо прокаливается, но, предположительно, хуже сваривается по сравнению со сплавом Ti-6Al-4V.

Сплав Ti-10V-2Fe-3Al с преобладающим содержанием β -фазы хорошо прокаливается и после оптимальных режимовковки и термообработки имеет минимальное значение предела прочности при растяжении $\sigma_b = 124$ кгс/мм² и вязкости разрушения $K_{Ic} = 139$ кгс/мм^{3/2}. Оптимальный режимковки включает деформирование на 80—95% до конечных размеров при температуре выше β -прев-

Новые титановые сплавы

Сплав	Химический состав, % (по весу)					Тип сплава	Рекомендуемое использование	Характеристики
	V	Al	Sn	Zr	прочие			
Ti-6-4	4	6				($\alpha + \beta$)-сплав	Общего назначения	Сваривается, упрочняется, штампуется
Corona 5		4,5			5Mo-1,5Cr	($\alpha + \beta$)-сплав	Плиты, штамповки	Высокая вязкость разрушения при умеренном уровне напряжений
Ti-10-2-3	10	2			2Fe	С преобладанием β -фазы	Штамповки	$\sigma_b = 124$ кгс/мм ² , $K_{Ic} = 139$ кгс/мм ^{3/2}
Ti-15-3	15	3	3		3Cr	С метастабильной β -фазой	Листы для холодной штамповки	Исследуется
Transage 129	11,5	2	2	11		С превращением по мартенситной схеме	Листы для холодной штамповки	Сваривается с сохранением 100% прочности (до 140 кгс/мм ²)
Transage 134	12	2	2	6		С превращением по мартенситной схеме	Штамповки, плиты и листы	Хорошо сваривается, температура сверхпластического состояния 60°C
Transage 175	13	2,5	7	2		С превращением по мартенситной схеме	Литье и штамповки	Отливки имеют высокие усталостные характеристики при 120 и 260°C (по сравнению с поковками из Ti-6Al-4V в состоянии STA)



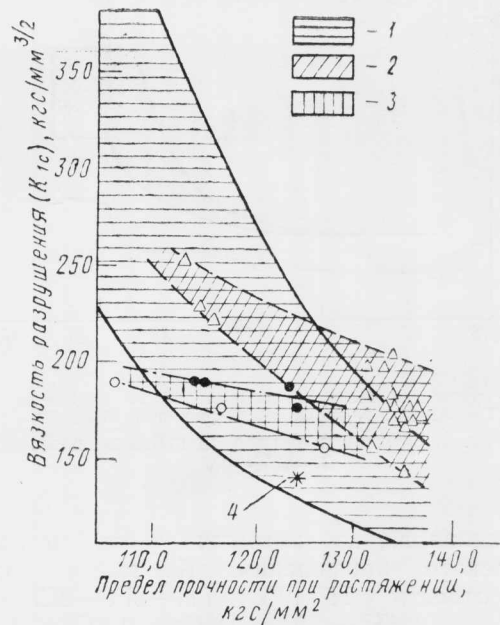
а—через 20 мин после закалки с 760°C; б—после старения при 510°C в течение 24 ч и охлаждения на воздухе

Рис. 2. Упрочняемость сплава Transage 129 (Ti—2Al—11V—2Sn—11Zr) после закалки и старения (средняя твердость на расстоянии 89 мм от поверхности закалки $R_c = 42,12 \pm 0,56$; $\sigma_{тек} = 127$ кгс/мм²)

ращения и окончательное деформирование при температуре на 15—30°C ниже температуры β -превращения. Термообработка состоит из двойной закалки и старения.

Сплавы Transage представляют новый тип титановых сплавов с превращением по мартенситной схеме при медленном охлаждении из β -области. Они хорошо свариваются. Поскольку термообработка сплавов проводится из β -области, то они после сварки в процессе старения хорошо упрочняются. Кроме того, они отличаются глубокой прокаливаемостью, как показано на рис. 2 на примере сплава Transage 129. Из-за уникальных свойств упрочнения сплавы Transage могут достигать высокого уровня прочности уже после 15 мин старения. Согласно экспериментальным данным можно ожидать, что сплав Transage 129 будет равномерно прокаливаться по толщине в круглых заготовках диаметром до 178 мм.

Одной из причин популярности сплава Ti—6Al—4V является то, что он имеет большие допуски по химсоставу, так как в нем используется только один β -стабилизатор — ванадий, который не создает каких-либо серьезных проблем сегрегации при плавке по сравнению с другими β -стабилизаторами. Сплавы, термообработываемые на твердый раствор с температуры ниже или близкой к температуре β -превращения, могут иметь зоны с большой местной концентрацией β -стабилизаторов, что приводит к снижению пластичности и вязкости разрушения. Поэтому при разработке оптимальных режимов термообработки большое внимание уделяется проблеме равномерного распределения β -стабилизаторов (например, у сплава Ti—10V—2Fe—3Al контролируется распределение железа). Применительно к сплавам Corona 5 и одному из серии Transage были получены заготовки весом свыше 820 кгс, что позволяет рассматривать их как коммерческие. Однако эти сплавы более новые, чем сплав Ti—10V—2Fe—3Al, и, следовательно, недостаточно изучены. Аналогично сплаву Ti—6Al—4V сплавы серии Transage тоже имеют один β -стабилизатор — ванадий. Кроме того, как поковки они проходят термообработку на твердый раствор с



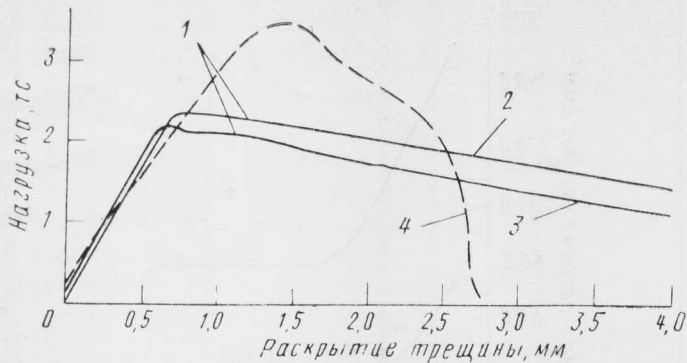
1—поковки и плиты из сплава Corona 5; 2—поковки из сплава Ti—10V—2Fe—3Al (Δ —оптимальный режимковки); 3—поковки и плиты из сплава Transage 134 (\bullet —двойное старение, \circ —простое старение)

Рис. 3. Изменение вязкости разрушения в зависимости от предела прочности для новых титановых сплавов

температуры на 40—80°C выше температуры β -превращения и поэтому исключается возможность образования высококонцентрированных зон β -стабилизаторов, если даже при плавке и не были приняты меры предосторожности, как это делается в случае сплава Ti—6Al—4V.

Замена сплава Ti—6Al—4V новыми сплавами может привести к снижению как стоимости, так и веса, особенно в случае поковок больших сечений. Три новых сплава — Corona 5, Ti—10V—2Fe—3Al и Transage 134 (Ti—2Al—12V—2Sn—6Zr) — вполне удовлетворяют требованиям по прочности ($\sigma_b \geq 124$ кгс/мм²) и вязкости разрушения ($K_{1c} \geq 139$ кгс/мм^{3/2}) (рис. 3), хотя их надежность и технологичность остаются недостаточно исследованными.

Сплавы серии Transage имеют дополнительные свойства, повышающие их стойкость к разрушению. Прежде всего это связано с превращениями при напряженном состоянии. В упрочненном состоянии после старения структура этих сплавов представляет собой мелкодисперсную α -фазу в β -титане. В случае трехосного напряженного состояния, характерного для окрестности кончика трещины, происходит распад β -фазы по мартенситной схеме, в результате которого снижается уровень напряженного состояния и поглощается энергия. Это дополнительно увеличивает стойкости к разрушению не учитывается стандартной методикой определения вязкости разрушения по ASTM E 399. На рис. 4 приведены результаты испытаний компактных образцов толщиной 25 мм из сплавов Ti—6Al—4V и Transage 129 (Ti—2Al—11V—2Sn—11Zr) в виде изменения нагрузки в зависимости от величины раскрытия трещины. Следует отметить, что сплав Ti—6Al—4V имеет $K_{1c} = 202$ кгс/мм^{3/2} и предел текучести 109,6 кгс/мм². У сплава Transage 129 меньшая вязкость разрушения, определенная по стандарт-

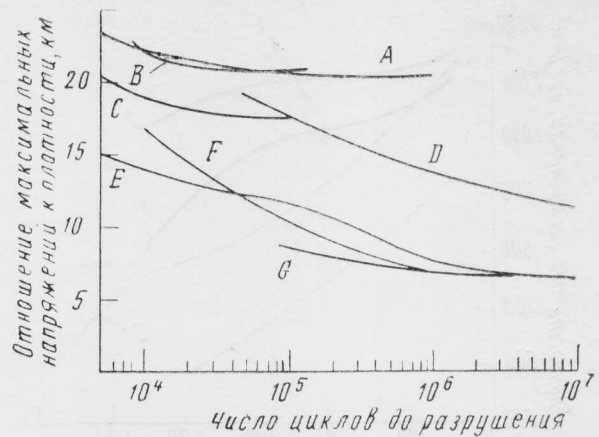


1—плита толщиной 25,4 мм из сплава Transage 129; 2—закалка в воду; с 870°С, старение при 510°С в течение 24 ч, охлаждение на воздухе $K_{1C}=120$ кгс/мм^{3/2}, $\sigma_{тек}=118,6$ кгс/мм²; 3—термообработка; выдержка 1 ч при 815°С и быстрое охлаждение воздухом; выдержка 2 ч при 677°С и охлаждение воздухом; старение при 455°С в течение 24 ч и охлаждение на воздухе; $K_{1C}=120$ кгс/мм^{3/2}, $\sigma_{тек}=125,5$ кгс/мм²; 4—сплав Ti-6Al-4V; $K_{1C}=109,6$ кгс/мм^{3/2}, $\sigma_{тек}=202$ кгс/мм^{3/2}

Рис. 4. Изменение величины раскрытия трещины от нагрузки для сплавов Transage 129 и Ti-6Al-4V (по результатам испытаний компактных образцов из плиты толщиной 25,4 мм)

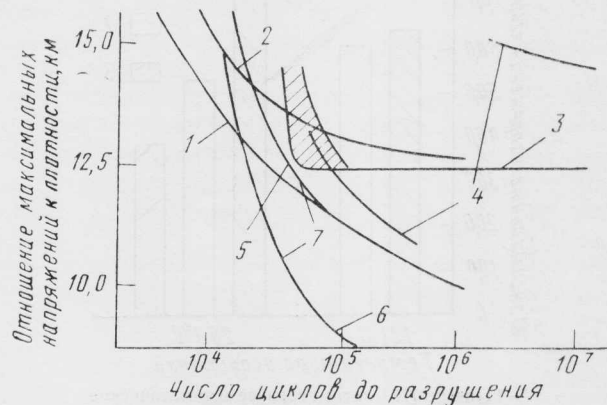
ной методике ASTM, но значительно больший предел текучести. В соответствии с механикой разрушения, образец из сплава Ti-6Al-4V имеет большую в 3 раза критическую длину трещины, чем из сплава Transage 129. Однако при величине раскрытия трещины 3,82 мм образец из сплава Ti-6Al-4V разрушается на две части, тогда как два образца из сплава Transage 129 несут нагрузку, составляющую 50% максимальной. Такая стойкость к разрушению обусловлена увеличенной пластичностью в зоне кончика трещины в результате фазовых превращений в напряженном состоянии.

Сравнение титановых сплавов с другими конструкционными материалами по удельной усталостной прочности при циклическом растяжении показано на рис. 5, из которого видно, что сплавы Ti-10V-2Fe-3Al и Transage 134 имеют улучшенные характеристики по сравнению со штамповками для элементов двигателей из сплава Ti-6Al-4V в состоянии STA (термообработка на твердый раствор и старение). Аналогичные результаты сравнения изгибной усталостной прочности при кручении сплавов Transage 134 (плиты толщиной 25 мм), Ti-6Al-4V и высокопрочной стали марки 4340 и 300M показаны на рис. 6. Совершенно очевидно, что замена стали 300M, применяемой в конструкции шасси, титановым сплавом Transage 134 обеспечит значительное снижение веса. Кроме того, сталь 300M имеет низкую стойкость как к обычной коррозии, так и к коррозии под напряжением, тогда как сплавы серии Transage не достигают пороговой скорости роста трещин даже в среде морской воды при коэффициенте интенсивности напряжений, составляющем 90% K_{1C} . Критическая длина трещины при пороговой скорости роста в среде морской воды у сплавов Transage в 25 раз больше, чем у стали 300M. Проведенные испытания сплава Transage 129, термообработанного до $\sigma_B=129,5$ кгс/мм², показали, что он по стойкости к питтинг-коррозии превышает коммерческий чистый титан и равноценен титану повышенной чистоты. Анодный потенциал остаточного пробоя составляет 8,2 В для сплава Transage 129, 81 В для титана повышенной чистоты, 7,3—7,9 В для коммерческого чистого титана, 6,5 В



Материалы	Предел прочности при растяжении, кгс/мм ²	Коэффициент асимметрии цикла, R
A Ti-10V-2Fe-3Al, поковка	124,0	0,05
B Transage 134, плита толщиной 25,4 мм	114,0	0
C Ti-6Al-4V STA, штамповки		0
D Corona 5, штамповка	93,0	0,01
E Ti-6Al-4V, лист, отформованный в сверхпластическом состоянии	94,0	0
F Алюминиевый сплав 7050-T73651, плита толщиной 25,4 мм	49,0	0
G Сталь 18Ni Мараджинг, плита толщиной 19 мм	172,0	0-0,25

Рис. 5. Удельная усталостная прочность (по минимальным значениям) конструкционных материалов при циклическом растяжении круглых образцов без надреза ($K_t=1$)



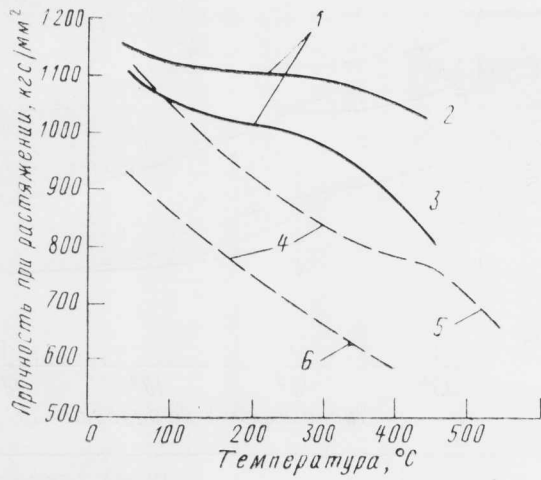
1—сталь 4340 с $\sigma_B=145$ кгс/мм²; 2—сталь 4340 с $\sigma_B=200$ кгс/мм²; 3—сплав Transage 134; 4—Ti-6Al-4V, типичный разброс для штамповок; 5—вдоль волокон; 6—поперек волокон; 7—сталь 300M, плиты толщиной 108 мм

Рис. 6. Удельная усталостная прочность конструкционных материалов при циклическом изгибе круглых образцов без надреза ($R=-1,0$; $A=\infty$)

для сплава Ti-4Al-4V и 5,3 В для сплава Ti-6Al-4V.

Новые методы изготовления. С точки зрения снижения стоимости изготовления наиболее перспективными методами представляются порошковая металлургия, прецизионное литье, изотермическая штамповка и сверхпластическое формование.

Метод порошковой металлургии позволит уменьшить содержание вредных примесей, ухудшающих характеристики усталостной прочности, что в конечном итоге позволит приблизить усталостную проч-

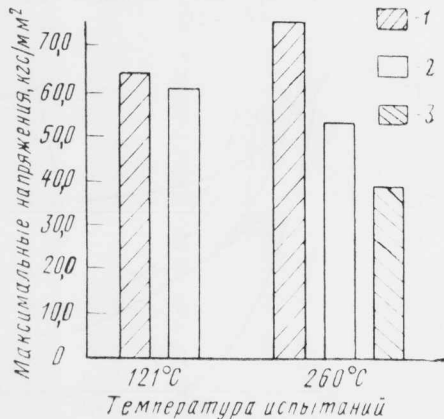


1—Transage 175, литье+горячее изостатическое прессование; 2—предел прочности; 3—предел текучести; 4—Ti—6Al—4V, предел прочности; 5—поковка в состоянии STA; 6—отливка в отожженном состоянии

Рис. 7. Изменение прочности сплавов Transage 175 и Ti—6Al—4V в зависимости от температуры

ность к статической. Фирма Пратт-Уитни планирует внедрение в двигатель F100 более 100 элементов небольших размеров, изготовленных из порошкового сплава Ti—6Al—4V методом прессования и последующего спекания.

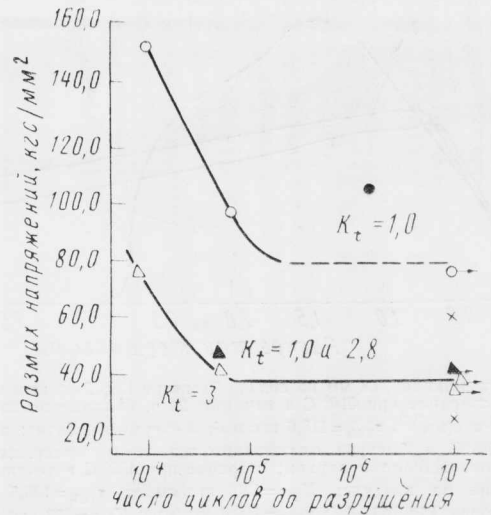
Прецизионное литье представляется эффективным методом для деталей сложной формы, изготовление которых механической обработкой из



1—Transage 175, литье+горячее изостатическое прессование; 2—Ti—6Al—4V в состоянии STA, лист толщиной 3,2 мм; 3—Ti—6Al—4V в отожженном состоянии, отливка

Рис. 8. Предел выносливости $N=10^5$ сплавов Transage 175 и Ti—6Al—4V при циклическом растяжении ($A=1,0$; $R=0$, $K_t=1,0$)

штампованных заготовок слишком трудоемко. Примером таких деталей могут служить крыльчатки и роторные колеса двигателей. В этом случае основной причиной, сдерживающей применение литья, могут служить низкие прочностные характеристики. Однако, как показали результаты испытаний, образцы из сплава Transage 175 (Ti—2,5Al—13V—7Sn—2Zr), изготовленные точным литьем с последующим изостатическим прессованием, имеют более хорошие характеристики статической и усталостной прочности при повышенных



○△—Transage 175, литье+горячее изостатическое прессование; ×—Ti—6Al—4V в состоянии STA, листы толщиной 3,2 мм; темными символами обозначены результаты повторных испытаний неразрушенных образцов после 10^7 циклов

Рис. 9. Высокоцикловая усталость сплавов Transage 175 и Ti—6Al—4V при симметричном цикле нагружения гладких образцов и с надрезами ($R=-1$, $A=\infty$, $T=121^\circ\text{C}$)

температурах, чем образцы из листового сплава Ti—6Al—4V в состоянии STA (рис. 7—9). Отработка технологии точного литья и последующего изостатического прессования из сплава Transage 175 проводится на примере крыльчатки (рис. 10), после чего будут изготовлены три образца для испытаний. Одним из преимуществ литых крыльчаток из сплава Transage 175 является также то, что они пригодны для ремонта сваркой.

Наиболее предпочтительными для изотермической штамповки представляются сплав Ti—10V—2Fe—3Al и сплавы серии Transage. Если изотермическая штамповка производится при температуре не выше 760°C , то могут быть использованы дешевые стальные штампы вместо дорогих из никелевых или молибденовых сплавов, штамповка в которых должна проводиться в инертной среде. При этих пониженных температурах процесс штамповки сопровождается меньшей ползучестью штампов, что обеспечивает им большую долговечность. У сплавов серии Transage сверхпластическое поведение начинается с 595°C , при этом скорость деформирования может превышать 10^{-5} 1/с. Изотермическая штамповка сплава Transage 129 проводится, например, при температуре 760°C , и в этом случае могут быть использованы заготовки круглого сечения.

Сверхпластическое формование титановых сплавов может проводиться как отдельно, так и совместно с диффузионной сваркой. Замена диффузионной сварки точечной или электронно-лучевой ведет к сокращению времени формования. В качестве примера на рис. 11 показан шпангоут, изготовленный фирмой Рокуэлл обычными методами (а) и сверхпластическим формованием (в) из сплава Ti—6Al—4V. По сравнению со шпангоутом, изготовленным сборным из листовых заготовок и профилей с помощью механического крепежа, количество элементов конструкции сократилось с восьми до одной заготовки, были исключены все 96 крепеж-

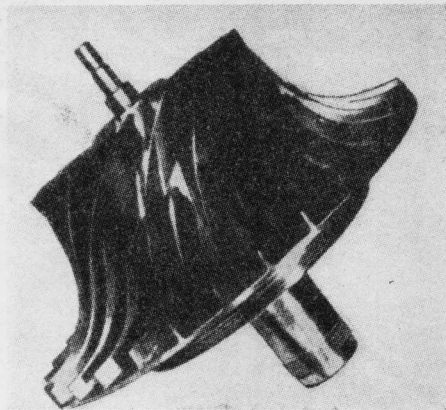


Рис. 10. Крыльчатка из сплава Transage 175, изготовленная точным литьем и последующим горячим изостатическим прессованием

ных деталей, стоимость изготовления снизилась на 55%, а вес уменьшился на 33%. Если учесть, что изготовленные сверхпластическим формованием конструкции из сплава Ti—6Al—4V не могут быть закалены в воде для повышения прочностных характеристик из-за возможного коробления, то использование упрочняемых старением сплавов типа Ti—15V—3Al—3Cr—3Sn, Transage 134 и т. п. может привести к еще большему снижению веса конструкций и повышению их усталостной долговечности.

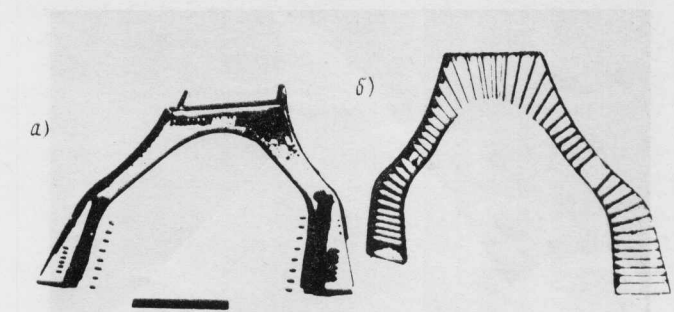
УДК 629.782(73) МВКА «Спейс Шаттл»

ШЕСТОЙ ПОЛЕТ МНОГОРАЗОВОГО ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «СПЕЙС ШАТТЛ»

Шестой орбитальный полет многоразового воздушно-космического аппарата (МВКА) «Спейс Шаттл» с новым воздушно-космическим самолетом (ВКС) OV-099 «Челленджер» был осуществлен 4—9 апреля 1983 г. На борту ВКС находился экипаж в составе: П. Вейтц (командир), К. Бобко (пилот), Д. Петерсон и С. Масгрейв (специалисты). Основные цели пятисуточного эксплуатационного полета МВКА включали: проверку ВКС «Челленджер» и его бортовых систем, выведение на геостационарную орбиту спутника связи TDRS (Tracking and Data Relay Satellite), испытание новых скафандров во время выхода в открытый космос, проведение медико-биологических и научных экспериментов, дальнейшую отработку спуска ВКС в атмосфере и посадки на авиабазе Эдварде (шт. Калифорния).

Между первым и вторым ВКС МВКА имеется ряд конструктивных отличий, поскольку ВКС «Колумбия» проектировался с учетом обеспечения требований этапа НИОКР по программе «Спейс Шаттл», а ВКС «Челленджер» оснащался как основной эксплуатационный аппарат.

Модифицировано приборное оборудование кабины экипажа. Места расположения командира и



а—собранный с помощью механического крепежа из листовых заготовок и профилей; б—изготовленный методом сверхпластического формования

Рис. 11. Шпангоут из сплава Ti—6Al—4V

Анализируя новые методы изготовления, позволяющие значительно снизить отходы материала и трудоемкость по сравнению с механической обработкой, а также учитывая появление новых улучшенных сплавов, можно сделать заключение, что объем применения титана в конструкции самолетов и двигателей в ближайшем будущем возрастет, особенно в зонах с повышенной температурой. Кроме того, намечается тенденция к замене наиболее распространенного сплава Ti—6Al—4V новыми сплавами, как являющегося не эффективным при использовании новых методов изготовления (например, изотермической штамповки) и по экономическим показателям, и с точки зрения прочностных и усталостных характеристик.

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

пилота на ВКС «Челленджер» оснащены коллиматорным индикатором, на экранах которого при заходе на посадку и посадке отображаются наиболее важные летные данные. В отличие от ВКС «Колумбия» в кабине экипажа ВКС «Челленджер» стоят четыре некатапультируемых кресла: командира, пилота и двух специалистов по операциям на орбите*.

Сухой вес ВКС «Челленджер» на 907 кг меньше, чем ВКС «Колумбия»**. При переводе ВКС «Челленджер» из корпуса обслуживания в корпус вертикальной сборки Космического центра им. Кеннеди (шт. Флорида) 23 ноября 1982 г. его вес составлял 79,5 тс. Снижение веса аппарата было достигнуто за счет уменьшения толщины полов в кабине экипажа; замены трубчатых силовых шпангоутов в передней части фюзеляжа более легкими кронштейнами; использования в средней части фюзеляжа криогенных топливных баков из алюминия,

* В будущих полетах в нижнем отсеке кабины ВКС «Челленджер» могут дополнительно устанавливаться кресла еще для трех членов экипажа. Прим. ред.

** По другим сообщениям, сухой вес ВКС «Челленджер» на 1,5 тс меньше аналогичного параметра ВКС «Колумбия». Прим. ред.

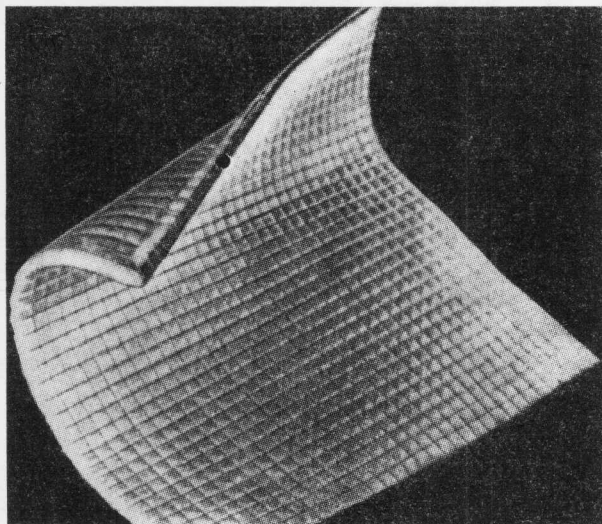
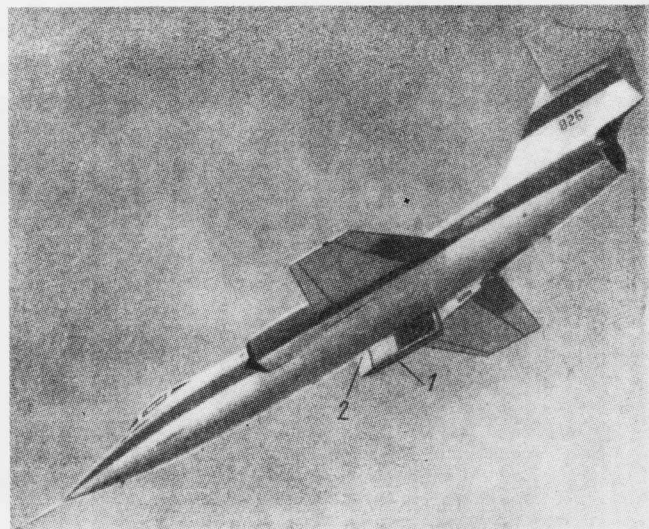


Рис. 1. Усовершенствованное гибкое теплозащитное покрытие многократного применения AFRSI



1—вертикальный подфюзеляжный пилон для установки испытываемых образцов теплозащитного покрытия AFRSI; 2—образец теплозащитного покрытия AFRSI
Рис. 2. Испытания усовершенствованного гибкого теплозащитного покрытия AFRSI на самолете F-104G

армированного волокнами бора; отказа от вспомогательной конструкции вокруг насоса основных ЖРД SSME в хвостовой части фюзеляжа и объединения некоторых основных и вспомогательных силовых шпангоутов; создания новой облегченной конструкции створок люка основного шасси с использованием сотовых заполнителей; установки в средней части фюзеляжа четырех баков для воды вместо шести.

Система теплозащиты ВКС «Челленджер» была модифицирована. Около 606 низкотемпературных теплозащитных плиток на гондолах системы орбитального маневрирования было заменено панелями нового теплозащитного покрытия AFRSI (Advanced Flexible Reusable Surface Insulation), имеющего меньший вес, больший ресурс работы и повышенную прочность. Все остальные теплозащитные плитки аппарата были специально доработаны для упрочнения их клеевого соединения с обшивкой ВКС [1].

Покрытие AFRSI разработано в научно-исследовательском центре им. Эймса (Маунтин-Вью, шт. Калифорния), изготавливается фирмой Мэнвилл (Денвер, шт. Колорадо) в виде панелей площадью $0,28 \text{ м}^2$ * и толщина 12,7 мм (рис. 1). Оно предназначено для замены большого числа белых низкотемпературных теплозащитных плиток LRSI и подложек из волокна номекс на ВКС «Дискавери» и «Атлантис». На ВКС «Челленджер» покрытие AFRSI установлено в основном на гондолах системы орбитального маневрирования, где температуры не превышают 371°C . Для фиксации покрытия использовался клей, вулканизирующийся при комнатной температуре.

Перед началом шестого полета МВКА в НИЦ им. Драйдена на авиабазе Эдвардс NASA завершило начальную серию летных испытаний этого усовершенствованного теплозащитного покрытия многократного применения на самолете F-104 (рис. 2).

Для имитации воздействия высокотемпературного нагрева при входе ВКС в атмосферу выбранные

образцы покрытия AFRSI были также подвергнуты тепловым испытаниям.

Предварительные результаты начальной серии испытаний показали, что образцы покрытия AFRSI хорошо выдерживали высокой скоростной напор даже после повторных тепловых циклов. В последующих испытаниях будут исследоваться другие новые теплозащитные материалы и характеристики лобового сопротивления покрытия AFRSI [2].

11 ноября 1982 г. в космическом центре им. Кеннеди на ВКС «Челленджер» была завершена установка основных ЖРД SSME [3], рассчитанных на работу при уровне тяги, соответствующем 109% ее номинального значения. Посредством увеличения давления в камере сгорания ЖРД на 15% * фирма Рокетдайн считает возможным повысить тягу двигателей до 115% номинального значения. В дальнейшем тягу двигателей ВКС планируют повысить до 130% номинального значения путем увеличения критического сечения сопл.

В соответствии с техническим заданием ЖРД SSME рассчитаны на 55 полетов при уровне тяги, соответствующем 109% номинального значения. За это время суммарная наработка каждого двигателя составит $\sim 7,5$ ч или 27 000 с [4].

23 ноября 1982 г. ВКС был состыкован с облегченными внешним топливным баком (рис. 3) и стартовыми РДТТ в корпусе вертикальной сборки VAB. Сухой вес топливного бака составил 30,3 тс, что на 4,54 тс меньше веса бака, использовавшегося в первом полете МВКА «Спейс Шаттл» **. Снижение сухого веса бака было достигнуто за счет отказа от применения в топливных магистралях «антигейзерной» линии, уменьшения количества стрингеров, подкрепляющих кольцевых ферм и некоторых химически фрезеруемых конструктивных элементов меньшей толщины.

* В настоящее время давление в камере сгорания ЖРД SSME составляет 211 кгс/см^2 . Прим. ред.

** По некоторым сообщениям сухой вес внешнего топливного бака МВКА «Спейс Шаттл» в шестом полете был на 3,2 тс меньше веса ранее использовавшихся баков. Прим. ред.

* По другим данным $0,18 \text{ м}^2$. Прим. ред.

Сухой вес каждого стартового РДТТ, используемого в шестом полете, был снижен на 1,81 тс посредством уменьшения толщины химически фрезеруемой оболочки корпуса на 0,5—1,0 мм. В первых полетах МВКА сухой вес одного ускорителя составлял 82,9 тс [3].

В состав полезной нагрузки входили: спутник связи TDRS стоимостью 100 млн. долл. с двухступенчатым твердотопливным межорбитальным буксиром IUS и другие системы общим весом 21 319 кгс, а также комплект бортовой измерительной аппаратуры DFU, весом 1361 кгс [5].

В ходе подготовки к шестому полету на ВКС «Челленджер», находящемся в составе МВКА «Спейс Шаттл» на стартовой площадке (рис. 4), в одном из трех ЖРД SSME (№ 1) была обнаружена трещина длиной 19 мм в магистрали подачи жидкого водорода в рубашку охлаждения. В конце февраля 1983 г. выявилась утечка водорода в ЖРД SSME № 2 и 3. Двигатель № 1 был заменен, а двигатели № 2 и 3 сняты и отремонтированы в космическом центре им. Кеннеди, что привело к более чем двухмесячной задержке запуска МВКА [6].

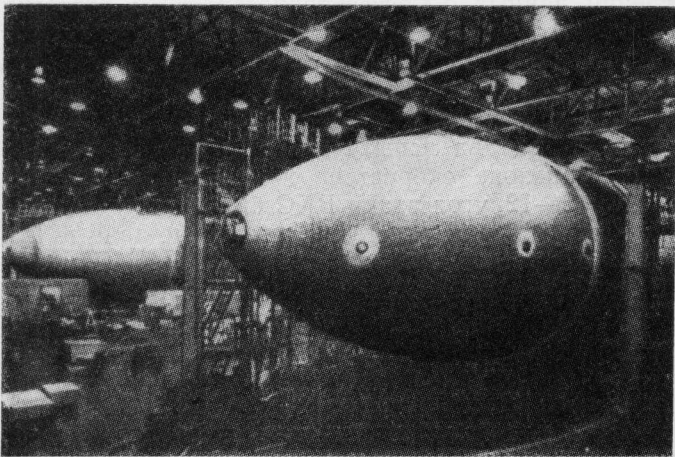


Рис. 3. Облегченный внешний топливный бак (на переднем плане), использовавшийся в шестом полете МВКА «Спейс Шаттл»

В основные двигатели ВКС «Челленджер» внесено 147 доработок для увеличения рабочего ресурса и безопасности при тяге в вакууме, соответствующей 109% номинального значения или 232,4 тс* [7].

Шестой полет, на проведение которого NASA израсходовало 266 млн. долл., начался 4 апреля 1983 г. На участке выведения бортовые системы МВКА работали нормально. Через 7 мин после старта в расчетной зоне со скоростью 26,7 м/с приводнились два стартовых РДТТ, которые были спасены [8]. При старте тяга каждого ЖРД SSME соответствовала 100% номинального значения, а через 6,4 с была дросселирована до 104% номинального значения и составила в вакууме 221,7 тс [7]. ВКС был выведен на рабочую орбиту высотой 280 км.

* Номинальная тяга ЖРД SSME ВКС «Колумбия» в вакууме соответствует 213,2 тс. *Прим. ред.*

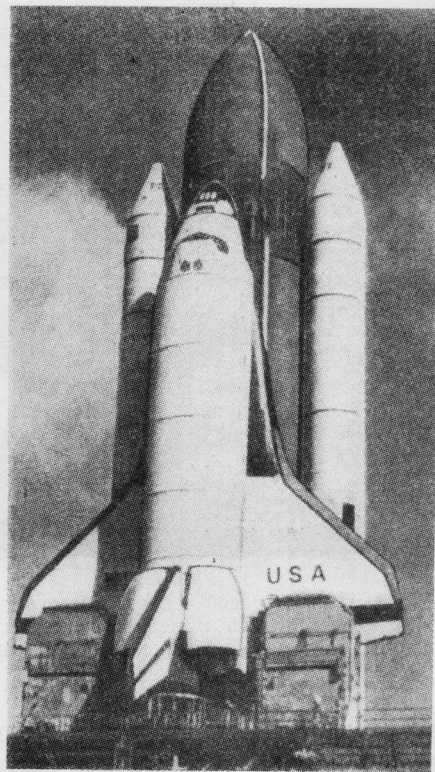


Рис. 4. МВКА «Спейс Шаттл» на стартовой площадке при подготовке к шестому полету

При попытке выведения на геостационарную орбиту высотой 35 887 км спутника TDRS с помощью пристыкованного межорбитального буксира IUS система спутник—буксир IUS весом 18 тс и длиной 11 м дестабилизировалась через 80 с после запуска РДТТ и стала вращаться с частотой 30 об/мин на нерасчетной эллиптической орбите с параметрами $35317,5 \times 21785,8$ км. Причины аварии исследуются специалистами.

7 апреля С. Масгрейв и Д. Петерсон осуществили почти четырехчасовой выход в космос (рис. 5),



Рис. 5. Выход в открытый космос членов экипажа МВКА «Спейс Шаттл»

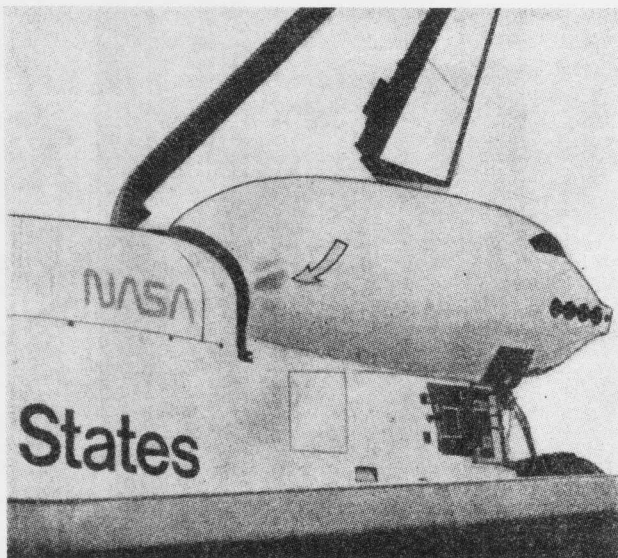


Рис. 6. Повреждение панелей теплозащитного покрытия AFRSI ВКС «Челленджер» в районе передней кромки левой гондолы системы орбитального маневрирования

в котором оценивалась конструкция нового космического скафандра фирмы Гамильтон Стандарт.

Орбитальный полет ВКС «Челленджер» был завершен 9 апреля 1983 г. На 80-м витке над южной частью Индийского океана с помощью двух ЖРД OMS был отработан тормозной импульс длительностью 147 с, после чего скорость аппарата уменьшилась на 89,1 м/с и он начал сходить с орбиты. В момент отработки тормозного импульса вес ВКС составил 89 552 кгс. Вход аппарата в атмосферу при угле атаки 40° был осуществлен в 7479,5 км от авиабазы Эдвардс.

При спуске в атмосфере экипаж выполнил три штатных S-образных разворота ВКС* на гиперзвуковой скорости и восемь отдельных испытательных маневров для получения дополнительных данных о характеристиках аппарата, в течение которых 30 раз включались ЖРД реактивной системы управления или использовались аэродинамические поверхности управления.

Команда на выполнение первого испытательного маневра была выдана на высоте 79,6 км при скорости аппарата 7,47 км/с. Было последовательно произведено отклонение правого элерона и включение сначала правого верньерного ЖРД системы поперечного управления, а затем правого верньерного ЖРД системы путевого управления.

При перегрузке 0,176 и скорости 7,1 км/с бортовой ЭВМ была выдана команда на выполнение первого левого разворота с креном на 80—85° в автоматическом режиме. При этом была компенсирована ошибка по боковой дальности 606,6 км и носок ВКС был сориентирован на северную часть авиабазы Эдвардс с отклонением 10° по азимуту.

Отработка второго испытательного маневра началась на высоте 73,2 км при скорости 71,7 км/с и включала запуск двух верньерных ЖРД системы поперечного управления для разворота ВКС влево, четырех верньерных ЖРД системы поперечного уп-

* В предыдущих полетах при спуске в атмосфере ВКС выполнял четыре штатных S-образных разворота для рассеивания избыточной энергии. *Прим. ред.*

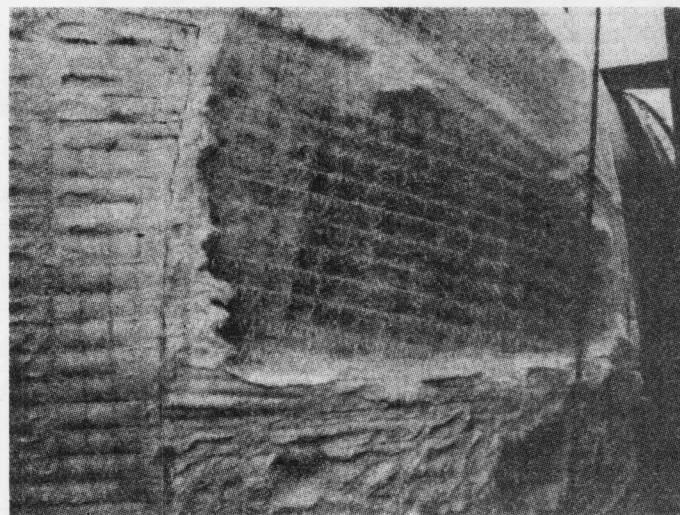


Рис. 7. Повреждение панелей теплозащитного покрытия AFRSI на правой гондole системы орбитального маневрирования

равления для разворота ВКС вправо и отклонение правого элерона. Цель маневра заключалась в получении данных об эффективности ЖРД системы реактивного управления при полете ВКС в верхних слоях атмосферы.

В период, когда скорость аппарата уменьшалась от $M=18$ на высоте 62,5 км до $M=15,6$ были выполнены еще два испытательных маневра.

В диапазоне скоростей, соответствующих числам $M=3-12$, угол атаки ВКС был на 2,3° больше, чем в предыдущих полетах. Полученные данные будут сравниваться с характеристиками, зарегистрированными в первых пяти полетах МВКА.

На высоте 36,3 км при скорости $M=5,7$ был введен в действие руль направления, который в диапазоне скоростей $M=1,4-1,9$ использовался в качестве воздушного тормоза.

ВКС совершил посадку на бетонированную ВПП № 22, что потребовало выполнения левого разворота на 200° на конечном участке траектории. Посадка осуществлялась в ручном режиме, хотя при необходимости командир корабля Вейтц был готов использовать автоматическую систему посадки до участка предварительного выравнивания ВКС. Рассчитанный бортовой ЭВМ круг выведения на посадочную глиссаду ВКС пересек при скорости 444 км/ч и вышел из крена на конечный участок траектории со скоростью 527 км/ч.

Коллиматорный индикатор был включен на высоте 4,6 км и эффективно обеспечивал отображение необходимых экипажу летных данных после выведения ВКС на посадочную глиссаду с углом наклона 19°. Воздушный тормоз был убран на высоте 762 м, где скорость ветра составляла 4,1—5,1 м/с. На уровне земли скорость ветра достигала 11,3 м/с.

Касание ВПП основным шасси аппарата произошло в 618 м от входной кромки полосы длиной 5029 м [10]. После этого Вейтц медленно опустил носок ВКС и в 1516 м от входной кромки произошло касание полосы носовой стойкой шасси [9]. Посадочная скорость ВКС составила 372 км/ч [10], а пробег аппарата — 2190 м.

Послеполетный анализ ВКС «Челленджер» показал отсутствие повреждений теплозащитных пли-

ток. Были зарегистрированы только незначительные обугливания и изменения цветовой окраски некоторых белых низкотемпературных плиток LRSI от воздействия тепловых потоков при спуске аппарата в атмосфере. Однако несколько панелей нового теплозащитного покрытия AFRSI, установленного на гондолах системы орбитального маневрирования, были разрушены или потеряны. По заявлению специалистов NASA, на правой и левой гондолах было разрушено по две панели покрытия AFRSI и еще повреждено по три панели, прилегающие к поврежденным участкам. На подфюзеляжном щитке было разрушено около 26—32 см² гибкого теплозащитного покрытия многократного применения FRSI.

Некоторые повреждения покрытия AFRSI в районе передних кромок гондол системы орбитального маневрирования (рис. 6, 7) произошли на участке выведения МВКА «Спейс Шаттл», когда на аппарат воздействовал максимальный скоростной напор около 3188 кгс/м². Панели покрытия AFRSI рассчитаны на максимальную температуру нагрева около 538°C при полете МВКА по штатным траекториям и могут без разрушения выдерживать нагрев до 649°C.

После завершения шестого полета ВКС «Челленджер» был доставлен на самолете-носителе Боинг 747 в космический центр им. Кеннеди для подготовки к седьмому орбитальному полету МВКА «Спейс Шаттл» [9].

На заводе фирмы Рокуэлл (Палмдейл, шт. Калифорния) продолжается сборка третьего ВКС «Дискавери». Произведена стыковка нижней части фюзеляжа и крыла, ведется установка бортовых систем и теплозащитного покрытия.

В отличие от ВКС «Колумбия» и «Челленджер» на ВКС «Дискавери» широко используется перспективное гибкое теплозащитное покрытие многократного применения AFRSI, которое заменит около 8000 белых низкотемпературных теплозащитных плиток покрытия LRSI. Стоимость 1 м² покрытия AFRSI в пять раз меньше, чем применяемого плиточного покрытия на ВКС, и составляет около 2000 долл.

Покрытие AFRSI используется на верхней поверхности крыла, боковых поверхностях, створках грузового отсека и некоторых частях киля ВКС «Дискавери». Приклейка теплозащитных панелей осуществляется с помощью клея-герметика RTV непосредственно к металлической обшивке ВКС. Под

ззорами в местах соединения панелей устанавливаются пелосы-заполнители, препятствующие проникновению к металлической обшивке горячих газов.

Кроме панелей покрытия AFRSI на ВКС «Дискавери» должно быть установлено 23 000 теплозащитных плиток. В среднем на установку одной плитки затрачивается 24 чел.-ч, в то время как на установку одной теплозащитной плитки на ВКС «Челленджер» требовалось 32,5 чел.-ч.

В настоящее время фирма Рокуэлл использует для изготовления ВКС около 1000 рабочих, однако их численность может быть увеличена в 1,5 раза.

Основные сроки ввода в действие всех четырех ВКС МВКА «Спейс Шаттл» представлены в таблице [11].

ВКС	Начало основной сборки	Доставка в космический центр им. Кеннеди	Первый полет
OV-102 „Колумбия“	—	Март 1976 г.	Апрель 1981 г.
OV-099 „Челленджер“	—	Июль 1982 г.	Апрель 1983 г.
OV-103 „Дискавери“	Июнь 1982 г.	Сентябрь 1983 г.	Март 1984 г.
OV-104 „Атлантис“	Май 1983 г.	Декабрь 1984 г.	Октябрь 1985 г.

1. NASA Activities, 1983, v. 14, N 1, p. 4—5.
2. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 14/III, N 11, p. 85.
3. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 117, 29/XI, N 22, p. 72—73.
4. Flight International, 1982, v. 122, 4/XII, N 3839, p. 1618.
5. Aerospace Daily, 1982, v. 118, 12/XI, N 9, p. 67.
6. Interavia Air letter, 1983, 3/III, N 10205, p. 1.
7. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 25/IV, N 17, p. 115.
8. Сообщения агентств АП, ЮПИ, 1983, 4—10/IV.
9. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 18/IV, N 16, p. 18—27.
10. Air et Cosmos, 1983, 16/IV, N 950, p. 38.
11. Flight International, 1982, v. 122, 27/XI, N 3838, p. 1563.

Референт Н. Н. Новичков.

„ТИ“, ОНТИ ЦАГИ, 1983, № 14, 1—32.

Редакционная коллегия: Г. В. Александров, Г. Е. Даньшина (секретарь), Р. Д. Иродов, А. Г. Муниин, Е. И. Ружицкий (председатель), В. М. Фролов, Ю. Я. Шилов (и. о. ответственного редактора)

Технический редактор Л. М. Ломоносова

Корректор Л. Д. Курдюкова

Сдано в набор 09.06.83.
Высокая печать.

Подписано в печать 08.08.83.
Бум. л. 2,0.

Формат бумаги 60×90¹/₈.
Усл. печ. л. 4,0.

Уч.-изд. л. 5,1.

Типографская № 1.
Тираж

Литературная гарнитура.
2797 экз. Цена 75 коп.

Типография ЦАГИ Заказ. 1806.

