

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Подход фирмы Боинг к проблемам технического обслуживания длительно эксплуатируемых транспортных самолетов	1
Повышение долговечности самолетных конструкций—опыт фирмы Бритиш Аэроспейс	9
Проблемы развития гражданской авиации в ближайшее двадцатилетие	14
Усовершенствованный комплекс приборного оборудования кабины экипажа гражданского самолета	19
Изучение уровня шума в отсеке полезной нагрузки МВКА „Спейс Шаттл“	24
Основные результаты наземных вибрационных испытаний МВКА „Спейс Шаттл“	27

УДК 629.735.33.083

ПОДХОД ФИРМЫ БОИНГ К ПРОБЛЕМАМ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ДЛИТЕЛЬНО ЭКСПЛУАТИРУЕМЫХ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ*

Переоценка возможностей конструкции планера и пересмотр методики технического обслуживания самолетов фирмы Боинг всех типов проводится непрерывно в течение всего срока их службы. Недавно фирма завершила оценку работоспособности планера самолета Боинг 707 и выпустила дополнительную инструкцию по проверке конструкции SID (Supplemental Inspection Document), аналогичные работы ведутся по самолету Боинг 727 и запланированы по другим моделям.

Концепция безопасной повреждаемости (fail-safe design concept) требует постоянного взаимодействия между фирмой-изготовителем и авиакомпанией. Необходимо, чтобы все сведения об отказах в процессе эксплуатации были использованы фирмой для соответствующего изменения технического обслуживания.

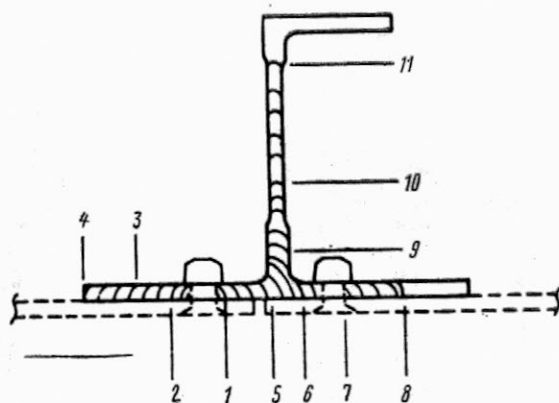
Со времени ввода в эксплуатацию самолетов Боинг 707 фирма неоднократно проводила тщательную инспекцию конструкции самолетов с большой наработкой, включающую снятие обшивки и разборку узлов. Это дало богатую информацию для прогнозирования будущих требований к техническому обслуживанию. Выборочные инспекции позволили, например, выявить трещины в подкрепляющих элементах панели крыла двух самолетов 720В. Были испытаны секции панели для определения характеристик роста трещин и остаточной несущей способности (рис. 1 и 2). Это позволило улучшить методику оценки развития усталостных повреждений, используемую при проектировании. На отдельных самолетах фирмы Боинг уже превышен расчетный ресурс планера. В 1980 г. уже были самолеты Боинг 707, налетавшие 65 200 ч при ресурсе 60 000 ч. Многие самолеты 727 и 737 приближаются к своему пределу по ресурсу (60 000 ч для самолета 727 и 51 000 ч для самолета 737). Поэтому возникла проблема поддержания летной годности «стареющих» самолетов.

Методология переоценки планера самолета 707 соответствует современному уровню знаний в области авиационных конструкций. Многих из применяемых средств анализа не было в момент проектирования указанного самолета. В качестве руко-

водств использовались требования FAA 25.571 и руководство по обеспечению летной годности СAA № 89. Дополненные и исправленные в 1978 г. нормы FAA 25.571 применимы к новым самолетам, а публикации СAA были нацелены на переоценку существующих самолетов, разработанных в соответствии с принципом безопасной повреждаемости. По существу требования этих двух документов идентичны.

Следует отметить принципиальную разницу между критериями безопасной повреждаемости, применявшимися при разработке самолета 707, и критериями, сформулированными в недавних регламентирующих документах. Исходные критерии требовали сохранения расчетной прочности при усталостном разрушении некоторого элемента или частичном усталостном разрушении основного силового элемента. По новым критериям, как и раньше, требуется сохранение расчетной прочности, однако необходимо рассмотрение случая усталостного разрушения многих элементов и учет скорости развития повреждений в программах проверки конструкции.

Целью дополнительной программы проверки конструкции самолетов 707 и 720 при сохранении

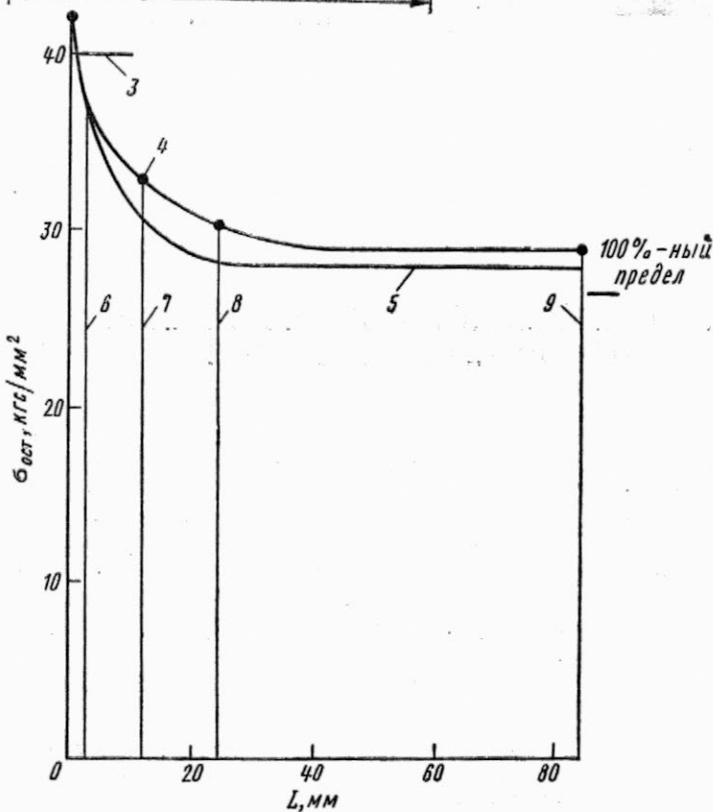
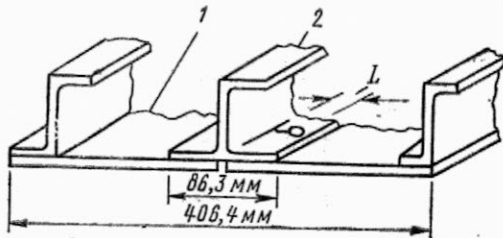


1—возникновение трещины; 2—82 800 ч (нулевой год); 3—91 200 ч (2,8 года); 4—94 800 ч (4 года); 5—82 800 ч (нулевой год), начало тщательных осмотров; 6—91 200 ч (2,8 года); 7—97 200 ч (4,8 года); 8—102 300 ч (6,5 года); 9—91 300 ч (2,8 года); 10—97 200 ч (4,8 года); 11—102 300 ч (6,5 года)

Рис. 1. Распространение трещины в стрингере

Горьковское производственное
объединение «Техмаш» ЦАГИ
Техническая информация

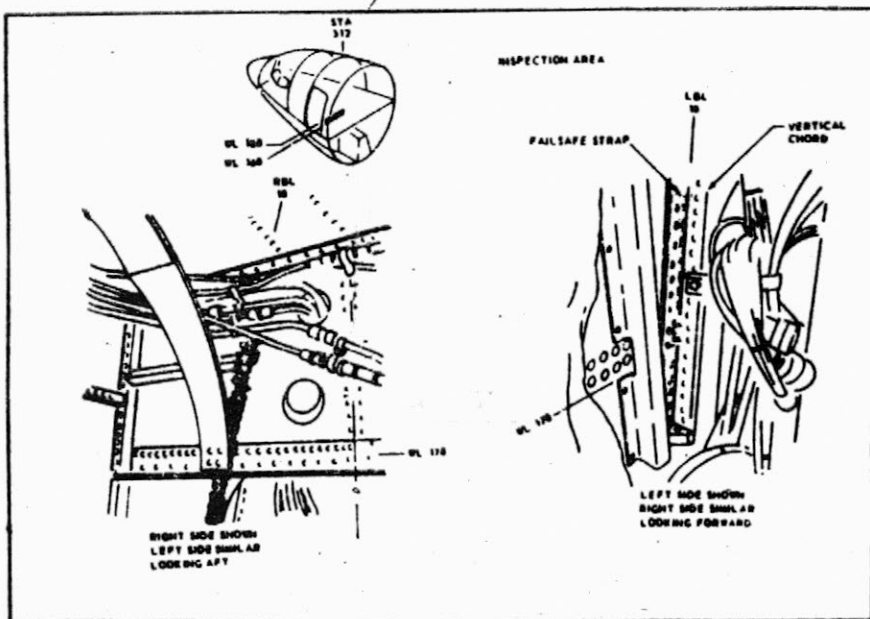
* Goranson U. G. and Hall J. Airworthiness of long-life jet transport structures. Aeronautical Journal, 1980, v. 84, XI, N 838, p. 374—385.



1—обшивка из алюминиевого сплава 2024-T3; 2—подкрепляющий элемент из алюминиевого сплава 7075-T6; 3— $\alpha_{доп} \approx 40 \text{ кг/мм}^2$ (150% предела); 4—эксперимент; 5—расчет; 6—растрескивание (158% предела); 7— $L=12,7 \text{ мм}$ (124% предела); 8— $L=25,4 \text{ мм}$ (115% предела); 9—трещина на всю ширину подкрепляющего элемента (109% предела)

Рис. 2. Остаточная прочность ($\sigma_{ост}$) при изменении длины трещины (L) в подкрепляющем элементе

BOEING 707/720
SUPPLEMENTAL INSPECTION DOCUMENT



NO. D6-42850 REV LTR
SECTION 4.80 PAGE 16

действующих программ было получение детальной информации по отдельным «важным конструкционным узлам» SSI (Significant Structural Item).

Первым шагом явился отбор узлов SSI, требующих целенаправленного контроля для обеспечения работоспособности при повреждениях. Основными критериями отбора были:

- последствия трещинообразования;
- возможность проведения осмотра;
- условия нагружения;
- возможность повреждения в нескольких местах;
- конструкционная избыточность;
- возможность возникновения коррозии.

Другие соображения при отборе включали: статистику технического обслуживания парка и результаты детального анализа конструкции с разборкой узлов и снятием обшивки;

опыт инженеров-проектировщиков и специалистов технического обслуживания авиакомпаний.

После выявления узла SSI выбирается наилучшая программа его контроля. Первый шаг в этом направлении — определение максимальной степени допустимого разрушения при сохранении способности узла нести требуемую нагрузку. Затем определяются минимальное повреждение, которое можно обнаружить предлагаемыми методами контроля, и число полетов, необходимое для роста трещины до максимально допустимой. Этот интервал определяется на основе принципов механики разрушения, экспериментов и опыта эксплуатации.

Для деталей, на которых ранее не обнаруживались трещины при эксплуатации всего парка самолетов, фирма Боинг рекомендует типовую программу осмотра, применяемую примерно на 20 самолетах с наибольшим налетом. Начальный период между осмотрами был выбран соответствующим числу полетов, совершенных 20 самолетами 707 каждой модели.

Если за рекомендуемый интервал не были обнаружены трещины, интервал может быть изменен.

Если трещины обнаружены, начальный интервал между осмотрами конкретного узла изменяется в соответствии с характером повреждений.

Документ SID по самолетам 707 и 720 был выпущен в марте 1979 г., на рис. показана одна из его страниц, касающаяся осмотра стенки фюзеляжа. Этот документ относится примерно к 50 критическим деталям каждой из пяти различных моделей самолетов 707 и 720. Кроме того, для авиалиний выпускаются более детальные инструкции по методам осмотра и обнаружения дефектов. Одна из страниц такой инструкции показана на рис. 4. Фирма получает отзывы от авиакомпаний, использующих предлагаемые методы.

Для более надежной количественной оценки степени повреждений фирма разработала целую совокупность

Рис. 3. Пример дополнительной инструкции (SID) по осмотру элементов конструкции самолета Боинг 707/720

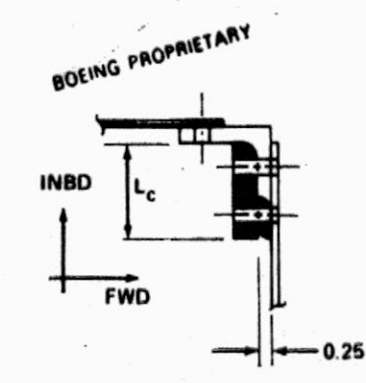
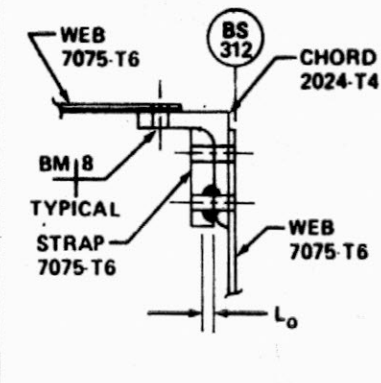
MODEL 720	ATA 53
TITLE Body Station 312 Bulkhead Vertical Chord and Failsafe Strap • LBL 10 & RBL 10, WL 160-180	SUPPLEMENTAL INSPECTION DOCUMENT ITEM NO. 53-A00-05
CRITICAL FAIL SAFE LOAD CONDITION	
CABIN PRESSURE	
<p>CRITICAL CRACK CONDITION (L_c)</p>  <p>$L_c = 1.75$ (STRAP) PLUS .25 CRACK IN CHORD</p>	<p>DETECTABLE CRACK CONDITION (L_0)</p>  <p>$L_0 = .375$ Eddy Current .10 Ultrasonic</p>
FLIGHTS - DETECTABLE TO CRITICAL	2800 FLIGHTS (EDDY CURRENT) 5000 FLIGHTS (ULTRASONIC)
NOTES	

Рис. 4. Пример чертежей к документу SID на самолет Боннг 720

методов на основе опыта авиакомпаний для организации эффективных программ технического обслуживания будущих транспортных самолетов.

Современные нормы летной годности требуют оценки работоспособности конструкции при повреждениях для гарантии, что в случае серьезного повреждения за расчетный срок службы самолета сохранившиеся детали конструкции выдержат определенную нагрузку без полного разрушения или недопустимой деформации до момента обнаружения повреждения. Уровень остаточной прочности характеризуется расчетными нагрузками безопасно повреждаемой конструкции (design fail-safe loads). Следовательно, вероятность обнаружения повреждения в процессе его развития является мерой работоспособности конструкции при повреждениях.

Требование контроля непосредственно связано с возможностями обнаружения дефектов в каждом самолете парка. Интервал роста трещины и доступ к узлу при осмотре и удобство контроля являются важными показателями процесса выявления по-

вреждения. Как показано на рис. 5, при быстром росте трещин, но при удобстве осмотра узлов, обеспечивается та же вероятность обнаружения трещин, как при их медленном росте, но больших трудностях контроля.

Современная процедура разработки программы осмотра конструкции аналогична применявшейся при разработке самолета 747. Фирма Боинг разрабатывает в настоящее время новую методику оценки работоспособности конструкции при повреждениях — DTR (Damage Tolerance Rating), учитывающую все основные переменные, определяющие условия обнаружения повреждений по всему парку самолетов. Параметры методики и приемлемый уровень обнаружения повреждений основаны на тщательном анализе применявшихся ранее методик. Применение новой техники для планирования технического обслуживания транспортных самолетов следующего поколения обеспечит требуемые показатели летной годности в течение всего срока службы.

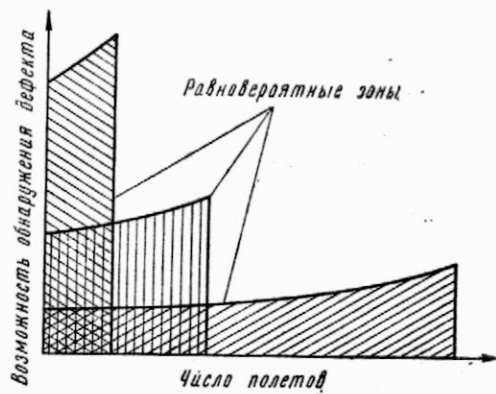
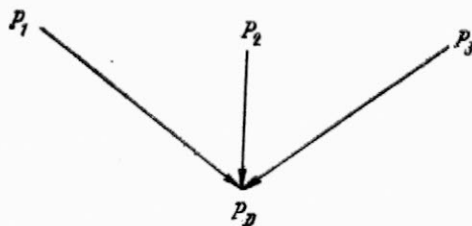
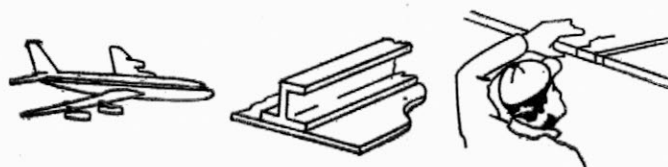


Рис. 5. Зоны равных вероятностей обнаружения повреждений при различной скорости развития дефекта



P_1 —вероятность осмотра самолета с повреждением; P_2 —вероятность осмотра поврежденной детали; P_3 —вероятность обнаружения повреждения в осматриваемой детали

Рис. 8. Определение вероятности обнаружения повреждения (P_D)

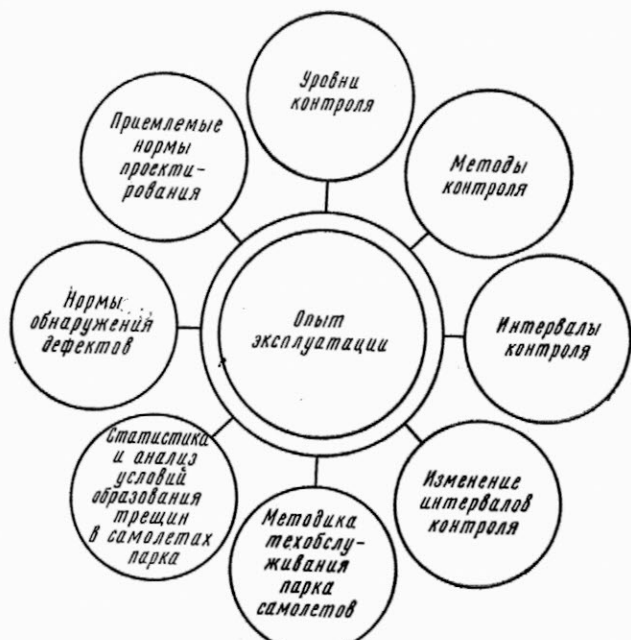


Рис. 6. Информация, использованная для разработки системы оценки работоспособности при повреждениях (DTR)

На рис. 6 показаны главные информационные источники, положенные в основу методики DTR. Данные по типичным размерам трещин, обнаруженных в процессе эксплуатации самолетов, обобщены на рис. 7.

Вероятность обнаружения усталостной трещины, возникшей в детали конструкции одного или более самолетов, определяется тремя другими независимыми вероятностями (рис. 8).

Вероятность осмотра самолета с повреждением (P_1) является функцией числа контролируемых самолетов и их положения в парке по усталостному ресурсу. Зависимость P_1 от выбора осматриваемых самолетов показана на рис. 9. Если повреждение имеет место, то $P_1=1$ в случае осмотра всего парка.

P_2 —вероятность осмотра конкретной детали, как правило, равна единице или нулю в зависимости от методики авиакомпаниями.

Вероятность обнаружения повреждения (P_3) является функцией метода контроля (визуальный, рентгеновский и т. д.) и длины трещины.

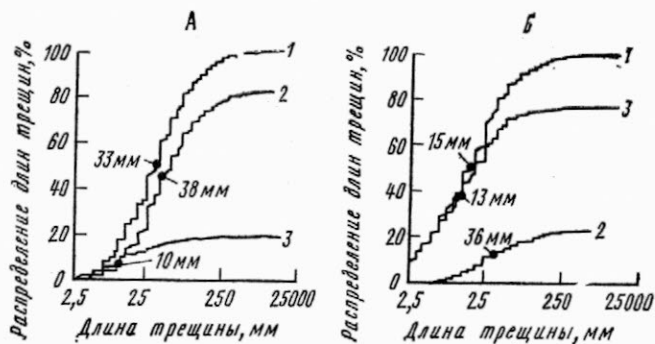
Безопасный период контроля (или безопасное число полетов N) для данного элемента конструкции определяется, как показано на рис. 10.

В момент осмотра длина трещины случайна. Эквивалентная вероятность обнаружения повреждения (\bar{P}_3 на рис. 11) может быть определена изменением P_3 в ее эффективном диапазоне изменения. Частота осмотров за безопасное число полетов равна N/\bar{N} , где \bar{N} —среднее число полетов между осмотрами, которое может меняться со временем. Если считать, что P_1 и P_2 постоянны для данного осмотра, общая вероятность обнаружения одной трещины в целом парке самолетов за интервал N будет определяться формулой

$$P_r = 1 - [1 - P_3]^{N/\bar{N}}$$

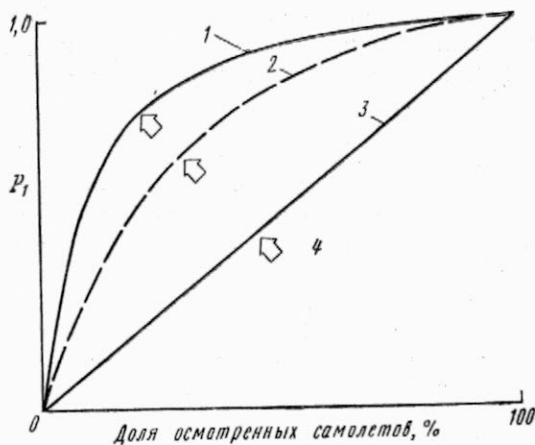
где $P_s = P_1 P_2 \bar{P}_3$.

Опыт показывает, что, когда в парке самолетов обнаруживается повреждение, дальнейшие проверки обычно выявляют новые повреждения на той же детали, на идентичной детали другого самолета, или на подобной детали в другой части конструкций. Число полетов (ΔN) между возникновением



А—общий контроль; Б—целенаправленный контроль
1—все методы; 2—визуальные методы; 3—методы неразрушающих испытаний

Рис. 7. Типичные размеры трещин, обнаруживаемых в процессе эксплуатации самолетов (● — типичные обнаруженные трещины)



1—первый самолет парка; 2—отобранные самолеты с большой наработкой; 3—случайный выбор самолетов; 4—процедура выбора

Рис. 9. Вероятность проведения контроля самолета с повреждением

повреждений в идентичных деталях по всему парку является случайной величиной. Характерные значения ΔN могут быть получены из статистических данных. Если первое повреждение обнаружено после N_1 полетов, то второй дефект разовьется до уровня, обеспечивающего его выявление, при числе полетов $N_1 + \Delta N$, а третий дефект — при $N_1 + 2\Delta N$ (рис. 12). Частота осмотров в парке во время развития массовых повреждений определяется параметром (рис. 13)

$$\gamma = \sum_{n=1}^{\infty} \left[1 - \frac{(n-1)\Delta N}{N} \right],$$

где n — число трещин.

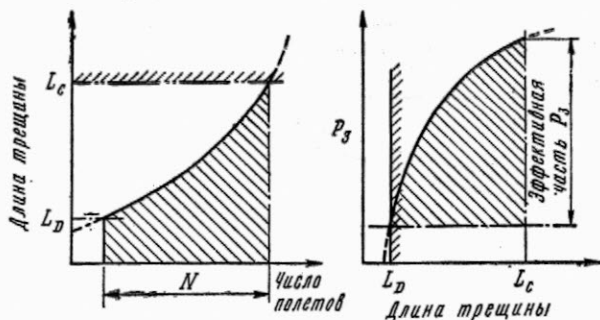
При постоянных величинах P_1 и P_2 , соответствующих данному уровню осмотра, вероятность обнаружения хотя бы одной трещины во всех самолетах парка за интервал N определяется формулой

$$P_d = 1 - [1 - P_r]^i.$$

Если учесть все уровни осмотров, формула для общей вероятности обнаружения повреждений примет вид

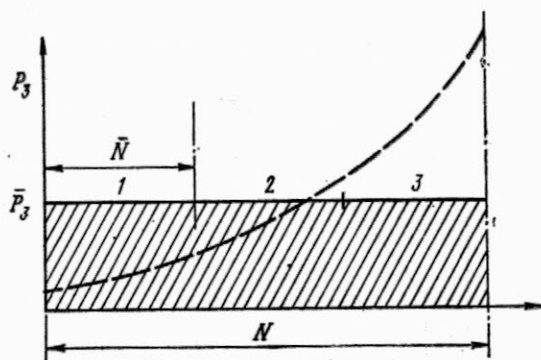
$$P_D = 1 - \prod_{i=A}^S (1 - P_{di}),$$

где i — осмотр определенной категории (A, B, C, D или S).



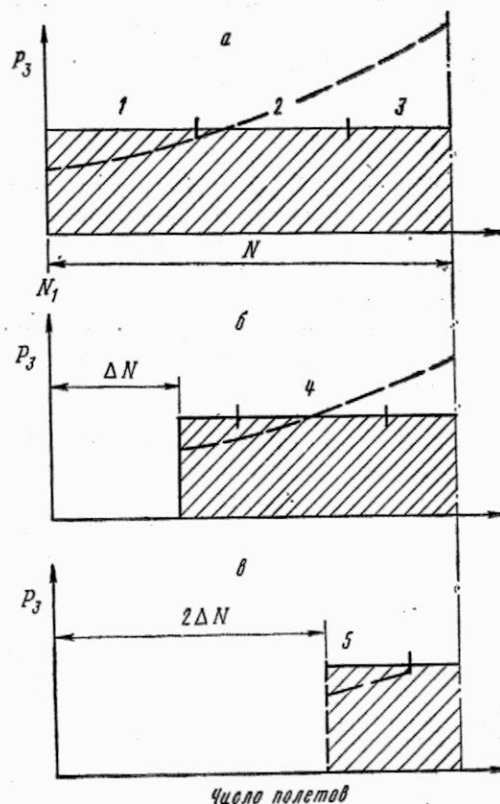
N — выбранное число полетов между осмотрами; L_c — критическая длина трещины по условиям безопасной повреждаемости; L_d — минимальная длина обнаруживаемой трещины

Рис. 10. Определение безопасного интервала между осмотрами



\bar{N} — интервал осмотров; \bar{P}_3 — эквивалентная вероятность

Рис. 11. Вероятность обнаружения трещины (при наличии единственной трещины)



ΔN — средний по парку самолетов интервал между возникновением трещин в одной и той же детали а — первая трещина; б — вторая трещина; в — третья трещина

Рис. 12. Вероятность обнаружения трещин (при наличии нескольких трещин)

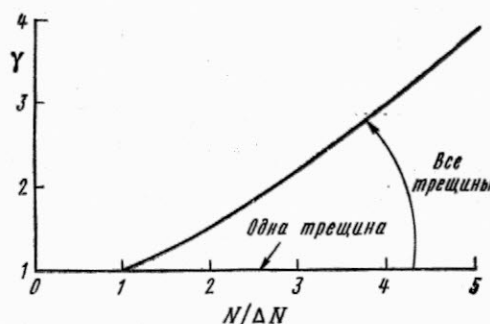


Рис. 13. К определению параметра γ

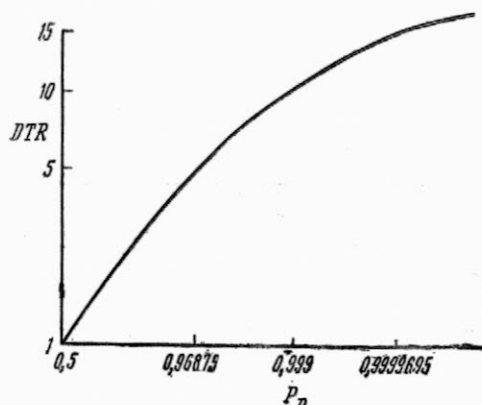


Рис. 14. К определению параметра DTR

Поскольку эта формула дает цифры, очень близкие к единице, удобнее пользоваться параметром DTR (Damage Tolerance Rating — мера работоспособности при повреждениях), определяемым формулой

$$P_D = 1 - \frac{1}{2^{DTR}}$$

График зависимости $DTR=f(P_D)$ дан на рис. 14. В настоящее время ведутся широкие работы по сбору всей накопленной информации для составления стандартов на методы контроля и технического обслуживания.

Метод DTR хорошо подходит при сравнительном анализе подобных элементов конструкции. Процедура анализа по методу DTR представлена на рис. 15.

С помощью метода DTR можно сформулировать требования к техническому обслуживанию разрабатываемого самолета или существующего самолета до обнаружения в его конструкции уста-

лостных повреждений. Возможность обнаружения дефектов достаточна, если показатель DTR равен или превышает величину, соответствующую проведенной и признанной удовлетворительной методике технического обслуживания.

Методику DTR можно пояснить на примере анализа стрингера, соединяющего листы обшивки встык (рис. 16). Предполагается, что число полетов между появлениями трещин равно 1000. Считается, что трещина на стрингере возникает раньше, чем на обшивке в том же месте.

Минимальная длина обнаруживаемой трещины на стрингере равна ~12 мм при осмотре по категории D или специальной проверке. Число полетов до разрушения стрингера и роста трещины обшивки до критической длины равно 4200. Пределы трещин и интервалы их роста показаны на рис. 16, справа. Результаты применения методики DTR представлены в таблице, где отсутствуют данные, несущественные для этого иллюстративного примера.

Параметр γ показывает влияние учета появления нескольких трещин. Например, при осмотре стрингера по категории C частота осмотров для одной трещины равна $1630/1100=1,48$. Когда вторая трещина достигает «обнаруживаемой» длины, эффективная частота осмотров увеличивается от 1,48 до $(1630+630)/1100=2,05$, поэтому $\gamma=1,39=2,05/1,48$.

Для этого элемента

$$P_D = 1 - [1 - (1 \times 1 \times 0,6)]^{2,05} = 0,8472$$

и

$$DTR = \log(1 - 0,8472) / \log 0,5 = 2,7.$$

Остальные составляющие DTR рассчитываются аналогично.

Для этого примера план технического обслуживания авиакомпания дает $DTR=5,9$. Это означает, что реализовался эквивалент шести возможностей

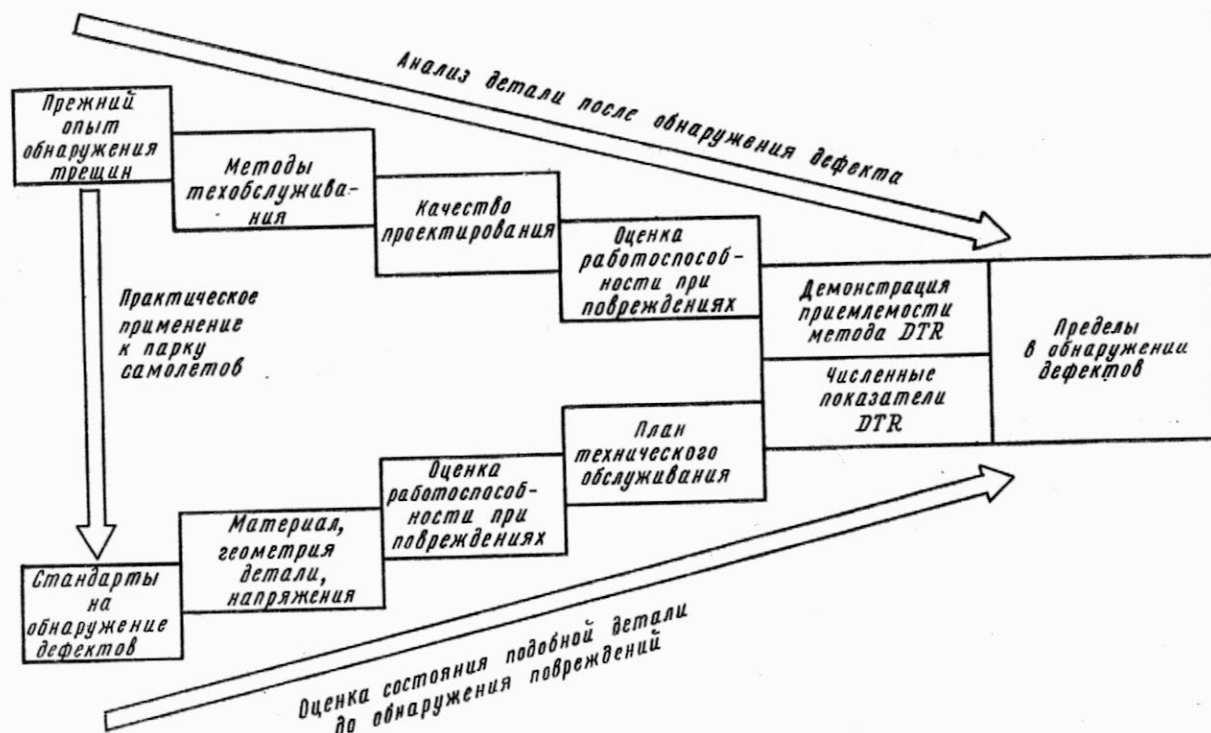
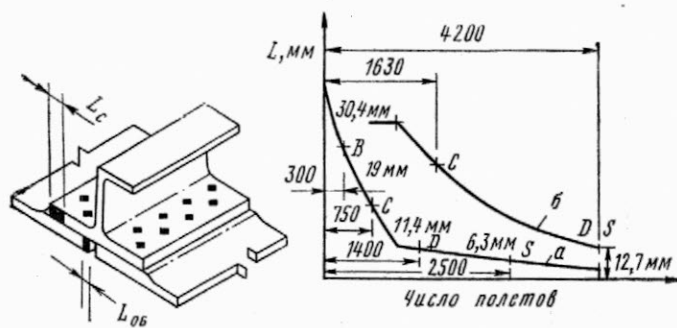


Рис. 15. Процедура применения метода DTR для количественной оценки вероятности обнаружения дефектов



а—обшивка; б—стрингер

Рис. 16. К примеру применения метода DTR
(L — длина трещины, с — стрингер, об — обшивка)

для обнаружения повреждений, где каждая возможность в равной степени может привести к обнаружению или не обнаружению дефекта до того, как повреждение сделает остаточную прочность ниже предельно допустимого уровня.

Если требуемое значение DTR для этой конструкции больше шести, можно получить дополнительные требования для модификации применяемой авиакомпанией программы технического обслуживания или введения дополнительных осмотров. Однако ясно, что первые повреждения появятся скорее всего на самолете с наибольшим налетом. Поэтому дополнительные осмотры самого старого самолета дадут наибольший эффект.

С накоплением опыта эксплуатации нового самолета интервалы между осмотрами возрастают (рис. 17). Поскольку вероятность обнаружения повреждений зависит от частоты осмотров, то величины DTR уменьшаются и могут достигнуть минимального уровня (рис. 18). В этом случае возмож-

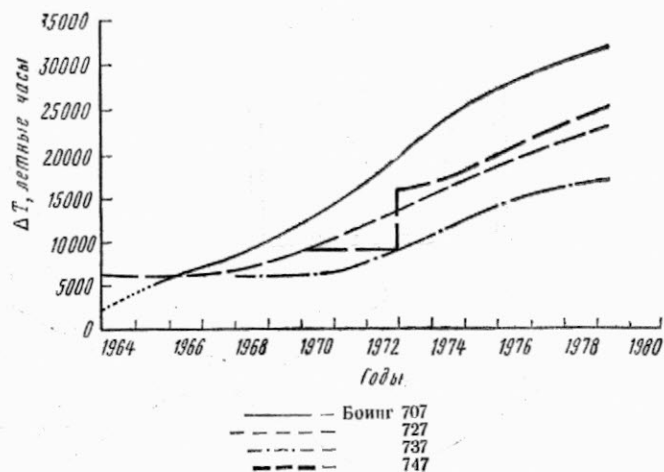


Рис. 17. Изменение интервала между осмотрами (ΔT)

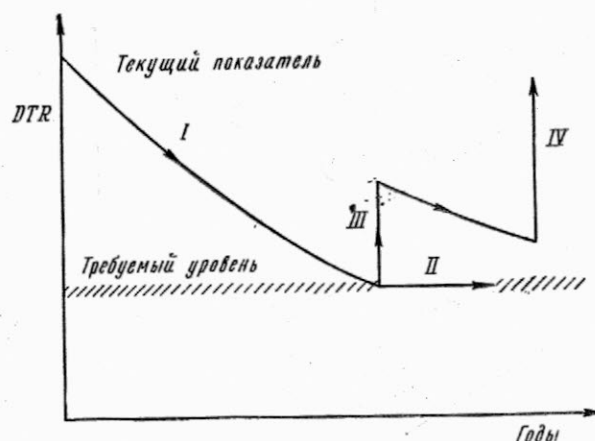


Рис. 18. Гибкость технического обслуживания

Использование методики DTR на примере стрингера, подкрепляющего обшивку (рис. 16)

Объем осмотра		Деталь	Осмотр		Обнаружение повреждений		Вероятности			Параметр DTR	
Исполнитель	Число самолетов		Категория	\bar{N}	N	γ (для парка)	P_1	P_2	P_3	Отдельный	Групповой
Отдельная авиакомпания	Весь парк	Стрингер					1,0	0			
							1,0	0			
			C	1100	1630	1,39	1,0	1,0	0,6	2,7	
	Отдельные самолеты	Обшивка					1,0	0			
			B	280	300	1,0	1,0	1,0	0,6	1,4	
			C	1100	750	1,0	1,0	1,0	0,6	0,9	
Все авиакомпании	Отдельные самолеты	Стрингер	D	8780	4200	2,62	0,5	1,0	0,7	0,8	0,9
			Обшивка	D	8780	1400	1,29	0,5	1,0	0,7	0,1
		Обшивка	S	2100	4200	2,62	0,67	1,0	0,8	5,8	8,2
			S	2100	2500	1,80	0,67	1,0	0,8	2,4	
Суммарный параметр DTR										14,1	
Требуемая величина											

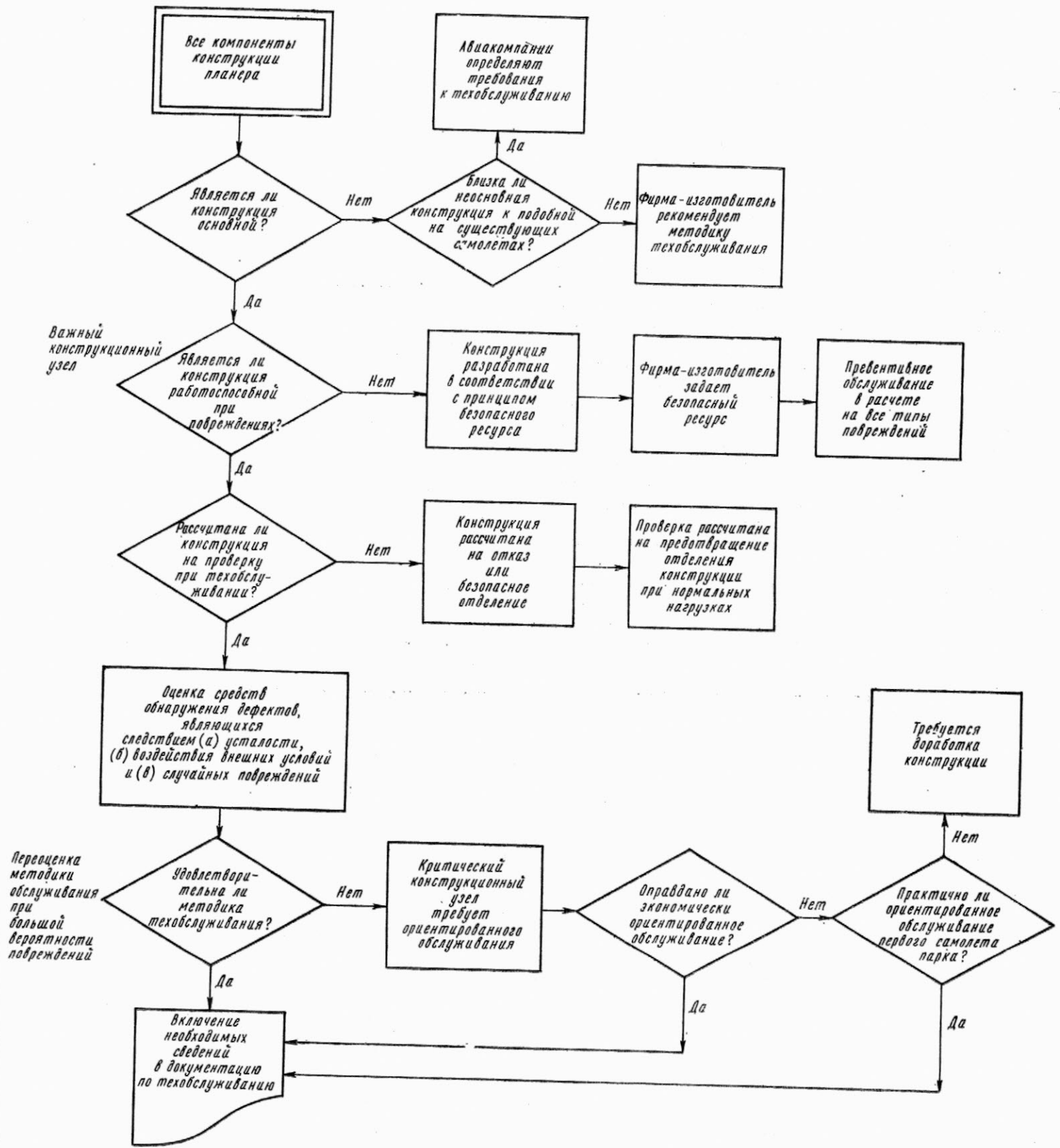


Рис. 19. Схема принятия решений при техническом обслуживании планера

ны следующие альтернативы. Основные интервалы сохраняются на приемлемом уровне и больше не увеличиваются (результат — линия II на рис. 18). Другим решением может быть усиление внимания к определенным компонентам конструкции (линия III) в виде мероприятий авиакомпании или в виде дополнительных осмотров всего парка самолетов. Когда повреждение будет обнаружено на одном или более самолетах, проводится анализ для выработки необходимых мероприятий. Это обычно приводит к осмотрам всех самолетов парка и другим соответствующим работам (линия IV на рис. 18).

При составлении программы технического обслуживания для разрабатываемых самолетов ис-

пользуется методика, показанная на рис. 19. Основные элементы конструкции требуют осмотра и ремонта, или их ресурс должен быть ограничен. Там, где работоспособность при повреждениях обеспечить сложно, применяется ограничение ресурса. Большинство узлов SSI рассчитаны на осмотр и обслуживание. Остальные спроектированы с учетом потери компонента или его безопасного отделения в условиях крайних нагрузок.

Применение и совершенствование методики DTR требует привлечения персонала соответствующей квалификации на фирме-изготовителе, в авиакомпаниях и регламентирующих службах.

Референт Р. А. Булыгина

УДК 629.735.33.015.4

ПОВЫШЕНИЕ ДОЛГОВЕЧНОСТИ САМОЛЕТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ — ОПЫТ ФИРМЫ БРИТИШ АЭРОСПЕЙС*

Самолеты многих английских авиакомпаний, эксплуатирующиеся в настоящее время, давно превысили установленные сроки службы. Однако критерием долговечности самолета, и в особенности его силовой установки и бортовых систем, служит не число календарных лет, а количество летных часов. С другой стороны, многие конструкторы склонны считать более подходящим критерием состояния самолета число совершенных полетов или посадок. Усталостные повреждения возникают в основном в течение циклов земля — крейсерский полет и определяются количеством этих циклов. Усталостные повреждения конструкции самолета относительно мало зависят от продолжительности полета, так как к усталостным нагрузкам цикла земля — воздух — земля и циклов наддува кабины добавляются нагрузки от ветровых порывов, наиболее интенсивные на этапах полета на малых высотах, продолжительность которых мало зависит от дальности полета. Обычно считается, что период «старости» самолета начинается после 40 000 полетов. Однако возможны и случаи долголетия. На рис. 1 показано распределение парка самолетов БАК.111 по числу совершенных полетов. Самолеты, совершившие более 50 000 полетов, все еще интенсивно эксплуатируются при средней нагрузке десять полетов в день.

По сложившейся практике дефекты и недостатки конструкции, замеченные в процессе эксплуатации, устраняются в соответствии с указаниями, содержащимися в эксплуатационных бюллетенях. Хотя доработки могут существенно отличаться друг от друга по степени важности и стоимости, бюллетени можно рассматривать как показатель надежности той или иной конструкции. На рис. 2 показано увеличение числа выпущенных бюллетеней по доработкам самолета БАК.111 в зависимости от времени эксплуатации. Естественно, приведенный гра-

фик не может полностью охарактеризовать самолет хотя бы потому, что потребовавшиеся доработки существенно отличаются друг от друга по своей сложности. Нарботка первых самолетов парка также не может служить показателем качества конструкции. Однако более широкий анализ показывает, что доля бюллетеней, выпущенных на ранней стадии эксплуатации самолетов, относительно высока и составляет более половины всех бюллетеней, поступивших после 15 000 полетов. После этого частота обнаружения дефектов падает и на протяжении по крайней мере 50 000 полетов не проявляет тенденции к повышению. Самолет может быть еще не настолько «стар» или число потребовавшихся доработок может оказаться еще недостаточным для принятия какого-либо определенного решения о его дальнейшей судьбе. Частота неполадок, естественно, со временем возрастет, и может наступить мо-

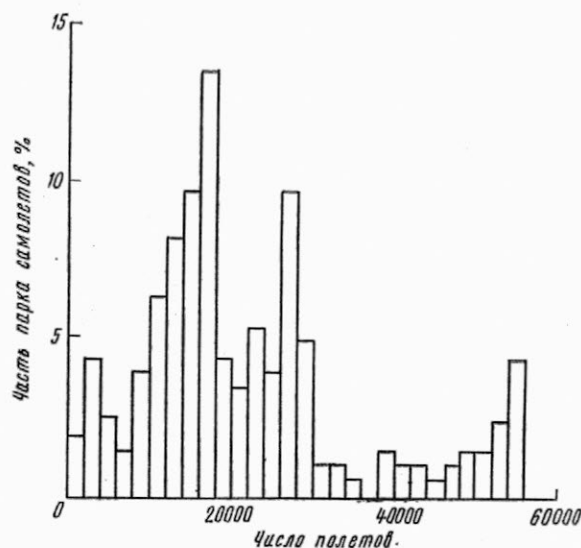


Рис. 1. Нарботка самолетов БАК.111 (данные конца 1980 г.)

* Harpur N. F. Designing for long-life aircraft structures.

Aeronautical Journal, 1980, v. 84, XI, N 838, p. 358—364.

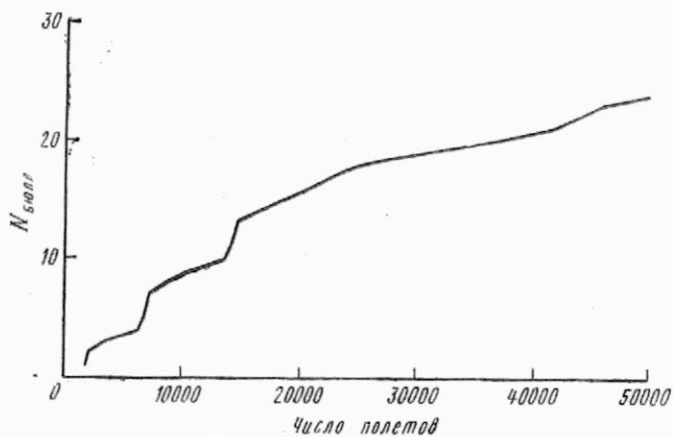
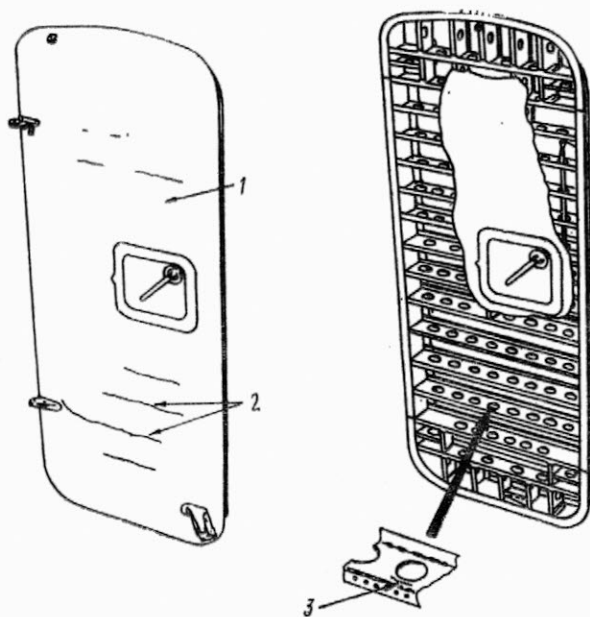


Рис. 2. Зависимость обнаруженных дефектов конструкции от наработки самолета ($N_{\text{дефект}}$ — число бюллетеней по поводу обнаружения дефектов в основных несущих деталях конструкции планера)

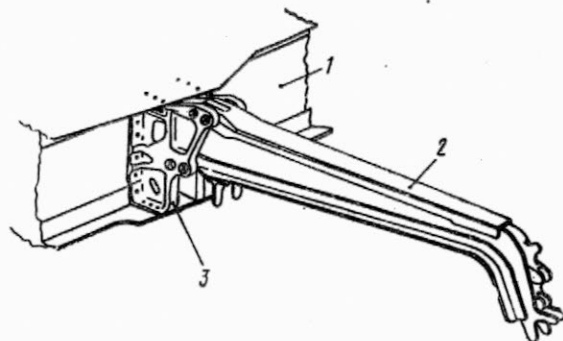
мент, когда возникнет необходимость снятия самолета с эксплуатации из-за высокой стоимости технического обслуживания.

Некоторые элементы конструкции самолета на стадии проектирования требуют к себе повышенного внимания. К таким элементам относится обшивка фюзеляжа (в особенности ее продольные швы, дверные и оконные проемы), кессон крыла, а также все стыки и вырезы, например люки для обслуживания шасси и топливных баков. На самолетах БАК.111, совершивших до 55 000 посадок, было зарегистрировано очень мало случаев доработок и исправлений этих важных конструктивных элементов. Большинство имевших место относительно незначительных проблем возникло по малоочевидным, на первый взгляд, причинам, заслуживающим, однако, внимательного изучения. На рис. 3 изображена дверь в задней гермоотсеке кабины самолета, ведущая к подфюзеляжной выходной двери и тра-



1—передняя панель обшивки; 2—типичные трещины в обшивке; 3—типичная трещина в горизонтальном силовом элементе

Рис. 3. Задняя дверь самолета БАК.111



1—задний лонжерон; 2—направляющая; 3—кронштейн

Рис. 4. Направляющие и опорные кронштейны закрылков самолета БАК.111

пу. В силовой обшивке двери и других ее элементах были обнаружены трещины. Все они появились в результате воздействия на обшивку изгибающих усилий между горизонтальными элементами жесткости. Внутренняя обшивка двери с декоративным покрытием должна была время от времени подвергаться выборочной проверке на прочность. Однако покрытие при визуальном осмотре не снималось. Только из-за повышенного шума в салоне, из-за утечки воздуха была проведена проверка, приведшая к обнаружению трещин. Дефект был устранен установкой более толстой обшивки.

Закрылки самолета БАК.111 перемещаются по направляющим, каждая из которых опирается на пару механически обработанных кронштейнов из алюминиевого сплава (рис. 4), в которых были обнаружены усталостные трещины. Места их появления условно показаны на одном кронштейне на рис. 5. В появлении и развитии трещин не было выявлено каких-либо закономерностей, они появлялись по неясным причинам в самых неожиданных местах, и были случаи, когда усовершенствованные кронштейны, успешно прошедшие испытания, выходили из строя раньше, чем исходные кронштейны. Как показали измерения, одной из возможных причин усталостных повреждений кронштейнов могут служить вибрационные нагрузки, возникающие дополнительно к нормальным нагрузкам во время взлета, захода на посадку, посадки, а также во время руления. Введение таких вибрационных нагрузок в методику усталостных испытаний позволило более точно воспроизвести реальные условия работы. Поэтому наблюдение за величиной полетных нагрузок следует считать одним из обязательных условий обеспечения прочности и надежности конструкции.

Даже незначительные отклонения от действующих инструкций по техническому обслуживанию могут привести к серьезным последствиям. На рис. 6 показана ручка двери пассажирской кабины, треснувшая в нескольких местах всего лишь после 10 000 полетов. Обычные эксплуатационные нагрузки были настолько незначительны, что первоначально они были исключены как возможная причина дефекта. Однако трение в замке оказалось гораздо большим, чем предполагалось, что привело к усталостному разрушению ручки. Во избежание таких дефектов необходимо, чтобы фирма-изготовитель учитывала возможные отклонения от норм

технического обслуживания, задавая большой запас усталостной прочности конструкции.

Приведенные случаи должны показать, каким трудным делом является обеспечение усталостной прочности конструкции самолета. При этом недостаточно ограничиться анализом механизма возникновения трещин. Проектировщики нового самолета должны учитывать весь предыдущий опыт авиакомпаний по эксплуатации самолетов данной фирмы. Эксплуатирующий персонал должен постоянно следить за состоянием техники и ставить фирму в известность о всех проблемах, касающихся усталостной прочности самолета.

ПРОДЛЕНИЕ СРОКА СЛУЖБЫ САМОЛЕТОВ

Проблема обеспечения экономичной эксплуатации старых самолетов очень сложна. Проектировщики, как правило, испытывают серьезный недостаток информации об усталостной долговечности авиационных конструкций. Однако фирмам все же удается собрать необходимую информацию об усталостных пределах всей конструкции самолета или ее основных узлов путем проведения усталостных испытаний. По продолжительности такие испытания должны значительно превышать установленный технический ресурс самолета. При среднем принятом техническом ресурсе для современных самолетов, соответствующем ~70 000 полетов, для получения необходимой информации требуется при испытаниях смоделировать ~150 000 полетов. Это нужно для охвата всех условий возникновения и развития усталостных явлений. Цель таких испытаний состоит не столько в точном определении сроков усталостной долговечности, сколько в установлении наиболее вероятных мест возникновения усталостных разрушений и разработке методики их контроля.

Разумеется, такие испытания не позволяют выявить все без исключения места усталостных разрушений, которые могут встретиться в процессе эксплуатации, но все же они дают возможность установить большую часть из них. Случаи усталостного разрушения должны быть тщательно изучены, выяснен механизм распространения трещин и определена остаточная прочность материала. На основании этих сведений в технологию производства серийных самолетов должны быть внесены соответствующие коррективы. Серьезные конструктивные отказы в процессе эксплуатации говорят о том, что во время усталостных испытаний не удалось полностью воспроизвести реальные нагрузки. Однако и те возможные эксплуатационные повреждения, которые можно прогнозировать на основе усталостных испытаний, могут в условиях эксплуатации появиться раньше, чем при испытаниях, из-за неполноты воспроизводимых нагрузок. И тем не менее информация, получаемая во время усталостных испытаний, имеет огромную ценность. Обычно образец, подвергаемый усталостным испытаниям, проверяется на наличие трещин как на протяжении всего испытания, так и после него. Значительная доля ценной информации может быть утрачена, если конечный контроль неповрежденных участков будет сведен к визуальному осмотру. Непременным условием эффективного испытания конструкций является их осмотр после полной разборки.

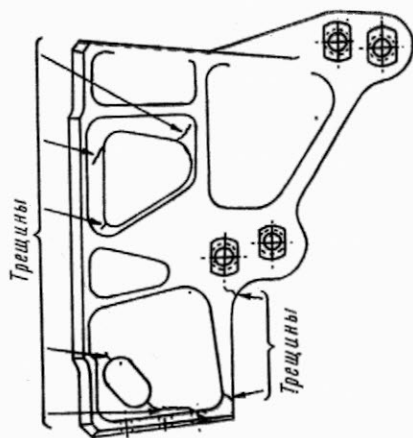
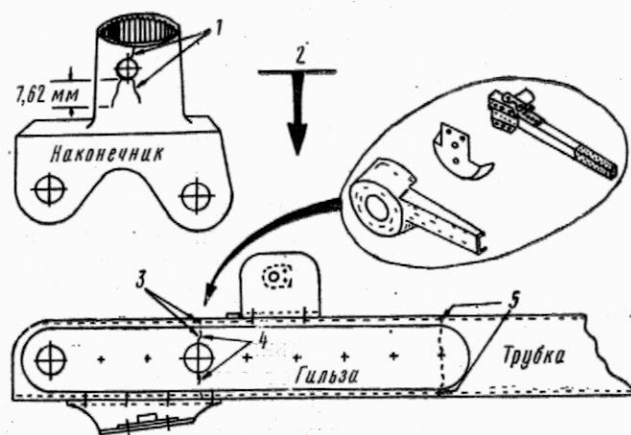


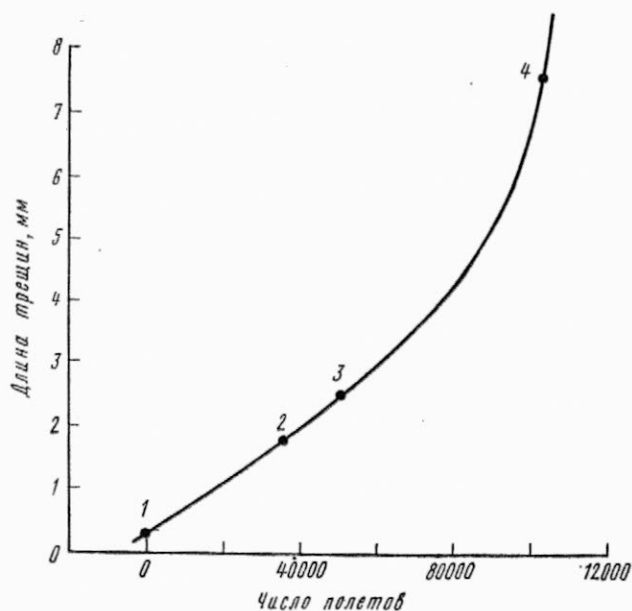
Рис. 5. Усталостные трещины на опорном кронштейне направляющей закрывка самолета БАК.111

Еще одним важным источником информации об усталостной прочности самолетных конструкций служит контроль состояния всего парка самолетов, находящихся в эксплуатации. Как правило, большинство дефектов развиваются постепенно, в процессе эксплуатации. Такие дефекты встречаются у всех самолетов почти в одних и тех же местах. Поэтому, контролируя дефекты на ранней не критической стадии срока службы путем, например, проверки партии самолетов, можно прогнозировать техническое состояние всего парка в будущем. Эффективным средством осуществления таких профилактических осмотров могут служить наиболее современные методы неразрушающего контроля (МНК). На рис. 7 показана эффективность МНК. Например, метод вихревых токов позволяет обнаруживать трещины длиной менее 1,77 мм и определять размер трещин длиной менее 2,5 мм. За время удлинения трещин с 2,5 мм до 7,6 мм, когда они обнаруживаются визуально, самолет сможет совершить порядка 50 000 безопасных полетов. Применение МНК дает возможность составлять заблаговременно иногда на несколько лет вперед графики ремонта самолетов в удобное для авиакомпании время, тогда как трещины, контролируемые визуальным осмотром, требуют немедленного ремонта, не предусмотренного регламентом.



1—трещины; 2—вид снаружи; 3—типичные трещины; 4—длина трещины 2,54 мм; 5—типичные трещины

Рис. 6. Ручка двери пассажирской кабины самолета БАК.111



1—трещины, выявляемые при снятии обшивки и разборке; 2—трещины, обнаруживаемые методом вихревых токов, но не поддающиеся измерению; 3—трещины, обнаруживаемые методом вихревых токов и поддающиеся измерению; 4—трещины, обнаруживаемые визуально

Рис. 7. Типичный график развития трещин

Применение МНК экономически вполне оправдано. Так, стоимость типичного высокочастотного токовихревого дефектоскопа относительно невысока (~500 ф. ст.). Такой дефектоскоп дает возможность обнаруживать трещины длиной от 1,77 мм под головками утопленных заклепок диаметром 3,2 мм в швах фюзеляжа, выполненных внахлестку. Производительность метода контроля 300—400 заклепок в час. В случае обнаружения трещины подается звуковой сигнал независимо от размеров трещины. Для определения размера трещины может быть применен токовихревой фазочувствительный прибор переменной низкой частоты. Приборы, позволяющие измерять трещины длиной менее 2,5 мм, несколько дороже, и контроль требует большего времени. Процесс контроля поддается автоматизации, возможна запись выходных сигналов с последующей их обработкой на ЭВМ.

Завершается проверка на усталостную прочность полной разборкой конструкции, например старого планера, позволяющей получить много ценной информации. Из рис. 7 видно, что осмотр с разборкой позволяет выявлять трещины длиной менее 0,25 мм за 35 000 полетов до момента, когда появляется возможность их обнаружения самыми точными из известных МНК и за 100 000 полетов до их обнаружения визуальным осмотром.

Применение эффективных методов контроля позволяет намного увеличить сроки службы планеров современных самолетов. Естественно, что с нарабаткой частота усталостных отказов неизбежно возрастает. Чем «старше» самолет, тем выше вероятность развития нескольких дефектов в непосредственной близости друг от друга, у такой группы процесс развития повреждения от момента обнаружения до предельно допустимых размеров протекает быстрее, чем у одиночных дефектов. Поскольку этим временем в основном определяется частота осмотров, она с «возрастом» самолета дол-

жна увеличиваться. До некоторой степени тенденцию роста частоты осмотров можно компенсировать намеренным снижением нагрузок полетного цикла. Так, максимальное избыточное давление в кабине может быть снижено ограничением крейсерской высоты полета.

В некоторых случаях может оказаться целесообразным уменьшение крейсерской скорости. Эти меры легко поддаются количественной оценке, поэтому любая авиакомпания может принять необходимые решения, основываясь на расчетах прямых эксплуатационных расходов. Более трудноконтролируемыми являются дефекты, вызываемые коррозией. Развитие этих дефектов определяется не столько «возрастом» самолета, сколько качеством обслуживания. Своевременно принятые меры защиты от коррозии позволяют значительно удлинить срок службы самолетных конструкций.

НОВЫЕ САМОЛЕТЫ

При создании новых самолетов проектировщики должны избегать повторения недостатков, присутствующих в предыдущих конструкциях. Необходимо обобщать всю имеющуюся информацию о прошлом опыте эксплуатации самолетов, а авиакомпаниям оказывать всемерное содействие конструкторским бюро путем предоставления им как можно более полной информации о поведении самолетов в условиях эксплуатации, которая бы включала не только отрицательные, но и положительные факты.

Усталостные характеристики самолетов определяются рядом факторов и в первую очередь целевым назначением и специфическими условиями их эксплуатации потенциальными заказчиками.

Плановый технический ресурс, выражаемый числом полетов, является, пожалуй, наиболее важным расчетным параметром нового самолета. В настоящее время для большинства самолетов коротких и средних маршрутов технический ресурс составляет 60 000 полетов до значительного ремонта конструкции. Срок службы самолетной конструкции можно продлить снижением уровня расчетных нагрузок, правда, за счет некоторого увеличения ее веса, а следовательно, и прямых эксплуатационных расходов (ПЭР). Увеличение срока службы пропорционально четвертой степени снижения нагрузок, возникающих, например, при создании в кабине избыточного давления.

Таким образом, чтобы удвоить ресурс конструкции самолета, необходимо на ~17% уменьшить уровень нагрузок и на 20% увеличить вес конструкций, если считать его пропорциональным нагрузкам. Поскольку усталостным разрушениям подвергается только часть конструкции самолета, общий вес самолета может возрасти примерно лишь на 6%. Такое увеличение веса, например типичного 140-местного двухдвигательного пассажирского самолета для коротких маршрутов, может привести к увеличению ПЭР примерно на 1,5%. Немаловажное значение при этом имеет взаимосвязь между расчетной усталостной прочностью конструкции и стоимостью ее технического обслуживания, поэтому большую ценность при конструировании новых самолетов представляет информация об изменении стоимости обслуживания конструкций действующих самолетов по мере их старения.

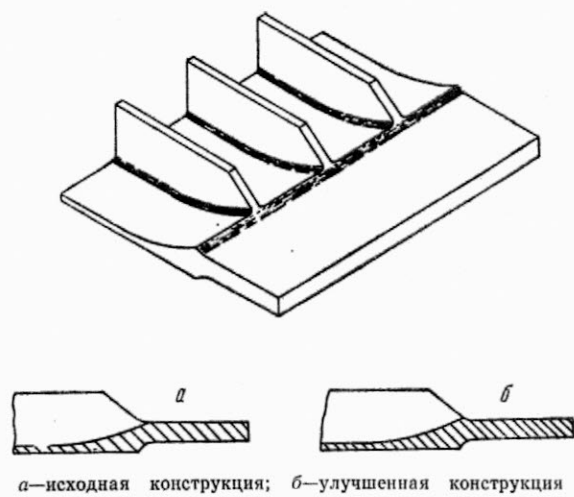
Для упомянутого выше самолета общие затраты по обслуживанию планера и его систем составляют ~6—7% ПЭР. Затраты на обслуживание только конструкции планера составляют лишь 10% всех затрат на обслуживание планера с системами. Если предположить, что при увеличении ресурса вдвое стоимость обслуживания конструкции самолета уменьшится также вдвое, то будет достигнуто снижение общих эксплуатационных расходов на ~0,3%. Таким образом, при неизбежном увеличении веса конструкции продление срока службы самолета в два раза приведет к увеличению ПЭР на 1%. Поэтому повышать расчетный срок службы самолетных конструкций выше типичного для современных самолетов, по-видимому, нецелесообразно. Однако имеющихся сейчас сведений пока недостаточно для окончательного вывода, и, возможно, потребуется еще несколько лет наблюдений за эксплуатируемыми самолетами, прежде чем появится возможность установить более определенно взаимосвязь между усталостной долговечностью конструкций самолетов и стоимостью их обслуживания.

Зная эту зависимость, можно будет подставлять расчетные значения усталостной долговечности в формулу общих эксплуатационных затрат и определять оптимальный расчетный срок службы каждого нового самолета. Из-за отсутствия точных экономических критериев опытным путем было установлено, что при средней усталостной долговечности, вдвое превышающей плановый срок службы, обеспечивается приемлемый уровень стоимости обслуживания конструкции самолета. Более точные данные могут быть получены лишь на основе совместных исследований фирм и авиакомпаний.

Важнейшими условиями обеспечения высокой усталостной долговечности проектируемых конструкций являются определение и учет всех основных нагрузок на конструкцию самолета, действующих в условиях эксплуатации. В то же время следует иметь в виду, что иногда усталостные отказы конструктивных элементов происходят из-за второстепенных нагрузок, например возникающих при рулении, реверсировании тяги двигателей и акустическом воздействии.

Все большее значение в качестве средств снижения усталостных нагрузок начинают приобретать системы активного управления. Однако следует иметь в виду, что с их помощью можно компенсировать лишь часть усталостных нагрузок, так как при этом цикл воздух — земля — воздух, а также цикл создания избыточного давления в гермоотсеках остаются неизменными. Применение систем активного управления представляется экономически выгодным, хотя при их экономической оценке следует принимать во внимание также их стоимость и затраты на обслуживание, а также вес. Одновременно следует иметь в виду, что такие системы могут вызывать локальные усталостные нагрузки, которые должны учитываться при проектировании. Применение «активного» шасси должно существенно снизить усталостные повреждения при передвижении самолета по земле.

Внедрение новейших методов расчета авиационной конструкции, например метода конечных элементов, открывает более широкие возможности для повышения точности определения внутренних на-

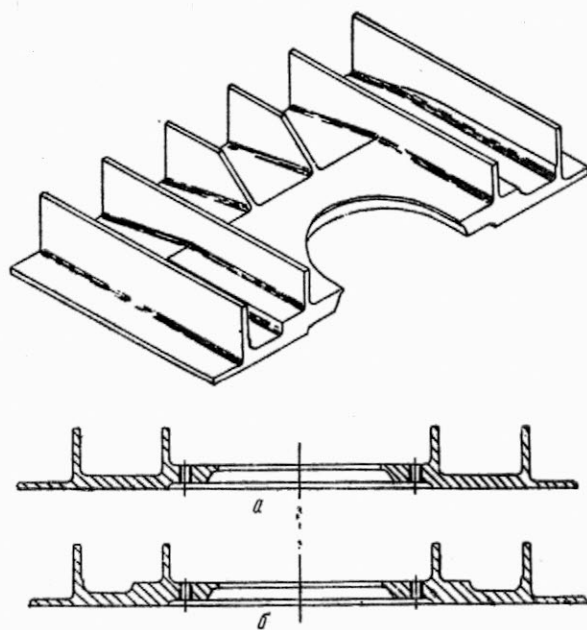


а—исходная конструкция; б—улучшенная конструкция

Рис. 8. Доработка скоса стрингера на стадии эскизного проектирования

грузок. Однако вероятность непредвиденных усталостных отказов конструкций остается высокой. Стыки, местные концентрации напряжений, резкие переходы сечений, неудачные конструктивные решения — все это может стать причиной усталостных повреждений. С другой стороны, иногда самые незначительные улучшения конструкции, даже если они сопровождаются некоторым увеличением ее веса и стоимости, могут принести большие экономические выгоды. Так, за счет небольшого конструктивного изменения стрингера (рис. 8) удалось увеличить срок его службы более чем на порядок. В другом случае за счет небольшого увеличения ширины периферийного элемента жесткости выреза в крыле удалось повысить срок службы детали в 10 раз (рис. 9).

Поскольку на стадии опытно-конструкторских работ испытания играют важную роль для получения высоких конечных результатов, необходимо на этой стадии применять наиболее типичные образцы



а—исходная конструкция; б—улучшенная конструкция

Рис. 9. Улучшение периферийного усиления монтажного отверстия под насос

конструкций и нагрузки. Испытания крупных узлов или самолета в целом обходятся гораздо дороже, поэтому их следует расценивать как проверочные. Тем не менее их роль как средства окончательной проверки, позволяющего выявить ранее незамеченные слабые места конструкции, очень велика. С учетом того, что планер проходит усталостные испытания перед сертификацией примерно в течение года, этого времени бывает достаточно для внесения в конструкцию необходимых изменений.

Любой проект, как бы совершенен он ни был, должен быть соответствующим образом увязан с технологией производства и хорошо организованной службой контроля качества. В общем на долю производственных дефектов приходится лишь незначительная часть всех дефектов, но достигнуто это за

счет больших усилий, в частности, благодаря применению новейших МНК. Автоматизация производственных процессов путем, например, внедрения станков с ЧПУ или применение процесса автоматической клепки снижает вероятность случайных ошибок, неизбежных при ручных операциях.

Защита от коррозии является важным условием повышения усталостной прочности конструкции. Фирма БАК использует свою эффективную технологию противокоррозионной защиты, проверенную в процессе многолетней эксплуатации самолетов «Вэнгард», VC.10 и БАК.111. Сходная технология была рекомендована выпущенным IATA в 1979 г. документом по предотвращению коррозии.

Референт Г. Н. Бородулин.

УДК 629.735.33--4.01«71»(4)

ПРОБЛЕМЫ РАЗВИТИЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ В БЛИЖАЙШЕЕ ДВАДЦАТИЛЕТИЕ*

Перед западноевропейской авиапромышленностью стоят сложные проблемы создания новых самолетов и вертолетов в условиях экономических трудностей и сильной конкуренции со стороны США.

В 1980 г. объем гражданских воздушных перевозок (без учета социалистических стран) распределяется приблизительно так: США — 1/3, страны Западной Европы — 1/3, остальные страны мира — 1/3. Прогнозы на 2000 г. дают соответственно следующие цифры: 37, 24 и 39%.

В 1980 г. 71% гражданских самолетов капиталистического мира были американского производства, ~20% — западноевропейского, 8% — производства остальных стран. Для парка реактивных

самолетов соответствующие цифры составляют 87, 13 и 0%.

В такой ситуации западноевропейские страны вынуждены совершенствовать формы международного сотрудничества в авиационных программах и искать рынки сбыта продукции своей авиационной промышленности в развивающихся странах. Перед западноевропейской авиапромышленностью стоит ряд проблем, от решения которых зависит ее будущее.

На развитие авиации в ближайшие десятилетия решающее влияние будет оказывать удорожание авиационного топлива. При современных и ожидаемых темпах потребления нефтяного топлива его запасов хватит еще примерно на 30 лет. Статистика и прогнозы цен на авиационное топливо показаны на рис. 1. В связи с этим естественно предположить возможность лимитирования поставок топлива при значительном росте его стоимости. Вместо рискованных прогнозов будущего развития гражданской авиации проще сформулировать ряд вопросов, отражающих неопределенность условий этого развития.

Вопрос первый. Каков будет облик транспортного самолета нового поколения?

Возможны три основных варианта (рис. 2):

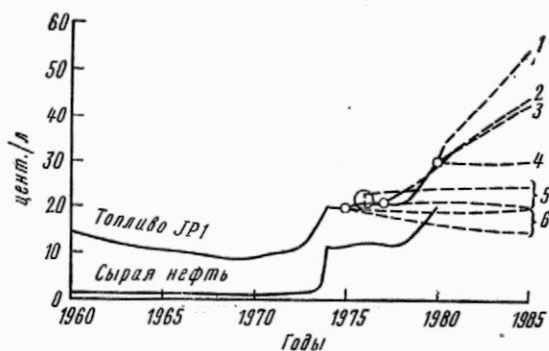
«обычный» самолет с крейсерским числом $M \approx 0,8$, ТРДД, имеющими высокую степень двухконтурности, крылом умеренной стреловидности ($20-30^\circ$);

самолет с улучшенными экономическими показателями, имеющий уменьшенное крейсерское число $M (0,7-0,75?)$, ТРДД с очень большой степенью двухконтурности, прямое или малой стреловидности крыло (это может явиться следствием увеличения цен на топливо, изменения соотношения составляющих ПЭР, возможной нехватки авиационного топлива);

самолет с усовершенствованными ТВД, возможно, с винтами-вентиляторами, рассчитанный на

* Lecomte P. and D'Ambra F. Turn of the century challenges for civil aviation: how can we cope technologically?

AIAA Paper N 80-0921.



1 — авиакомпания Эр Канада 1979 г.; 2 — фирма Де Хэвилленд оф Канада, 1979 г.; 3 — комитет гражданской авиации США (САВ), 1977 г.; 4 — фирма Боинг, 1979 г.; 5 — фирма ВАе, 1976 г.; 6 — фирма Боинг, 1975 г.

Рис. 1. Изменение стоимости нефти и авиационного топлива (в постоянных долл. 1979 г.)

крейсерское число $M \approx 0,7$ (выбор расчетного числа $M = 0,8$ в ряде исследований объясняется скорее притягательностью этой цели, нежели техническими или экономическими соображениями).

Последний вариант может быть разработан только в случае значительной государственной поддержки.

Вопрос второй. Будет ли новый самолет удовлетворять специфическим требованиям развивающихся стран?

Можно предположить, что таким странам потребуется самолет (рис. 3) со следующими характеристиками:

способность эксплуатироваться с относительно коротких (1000—1500 м) элементарно подготовленных ВПП;

малая зависимость от наземного аэродромного оборудования;

возможность загрузки и разгрузки самолета без специального оборудования;

герметическая кабина;

расчетная дальность 1850—2780 км (?), возможность гибкого варьирования дальности и платной нагрузки;

возможность выполнения нескольких промежуточных посадок без дозаправки топливом;

крейсерская скорость 556—650 км/ч;

платная нагрузка 8—10 тс или 80—100 пассажиров.

Однако возможны трудности со сбытом такого самолета в развитых странах.

Вопрос третий. Каковы перспективы создания сверхзвуковых пассажирских самолетов (СПС) следующего поколения (рис. 4)?

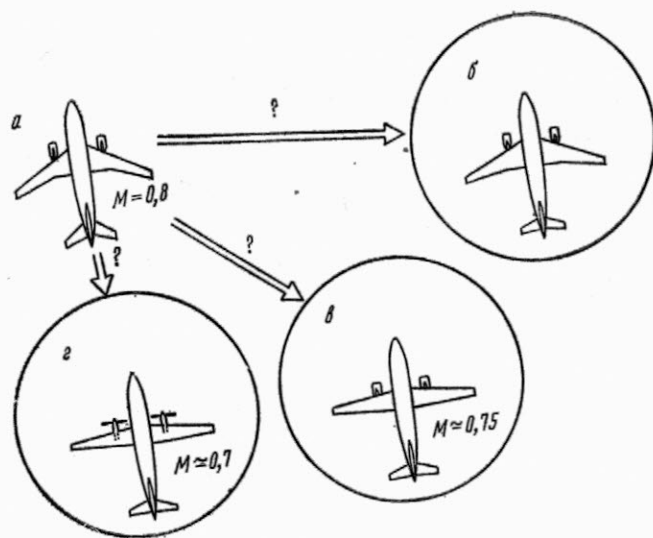
Несмотря на многообещающее начало (малое число технических или эксплуатационных проблем) и привлекательность для пассажиров, сверхзвуковая гражданская авиация имеет весьма неопределенное будущее, даже если рассматривать только проблему роста стоимости топлива. Однако повышение уровня техники в 1980-х и 1990-х годах обеспечивает в принципе создание самолета, у которого продажная стоимость и эксплуатационные расходы на место-километр будут лишь немногим выше, чем у дозвукового самолета с туристической планировкой кабины. Расходы топлива останутся большими, чем у современного дозвукового самолета.

Проблема увеличения расхода топлива с повышением скорости характерна не только для воздушного транспорта. Скоростной поезд, имеющий скорость 222 км/ч, расходует несколько больше топлива на одного пассажира, чем самолет А-300, но будет расходовать на 12% больше, чем новые варианты этого самолета. Скоростной поезд гораздо менее экономичен, чем обычный экспресс, имеющий скорость 130—148 км/ч.

Хотя в нынешней ситуации, когда возможна нехватка авиационного топлива, перспективы сверхзвукового транспорта неопределенны; в случае перехода в будущем большинства наземных потребителей на атомную энергию положение может существенно измениться.

Вопрос четвертый. Каковы перспективы расширения использования вертолетов?

На первый взгляд повышение цен на топливо должно тормозить расширение гражданского применения вертолетов. Большая мощность их сило-



а—современный самолет с ТРДД; б—усовершенствованный вариант современного самолета; в—самолет с высокой топливной эффективностью; г—перспективный самолет с усовершенствованными ТВД

Рис. 2. Возможные типы транспортных самолетов (следующего поколения)

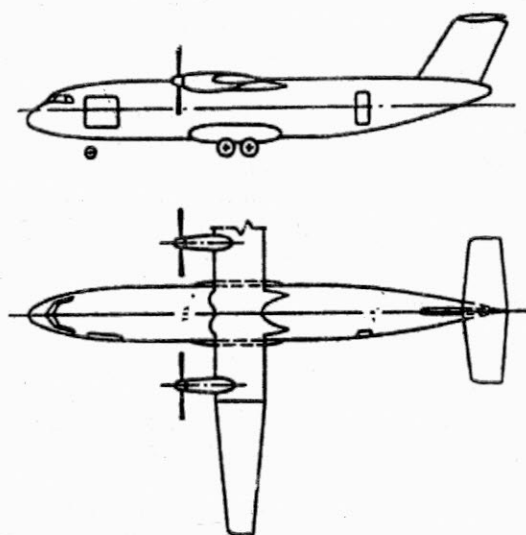


Рис. 3. Возможный вид перспективного транспортного самолета для развивающихся стран

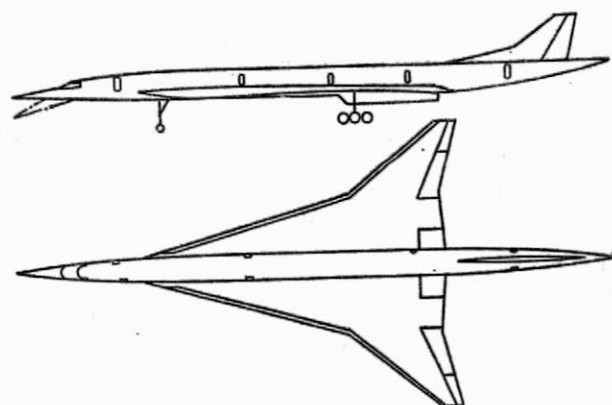
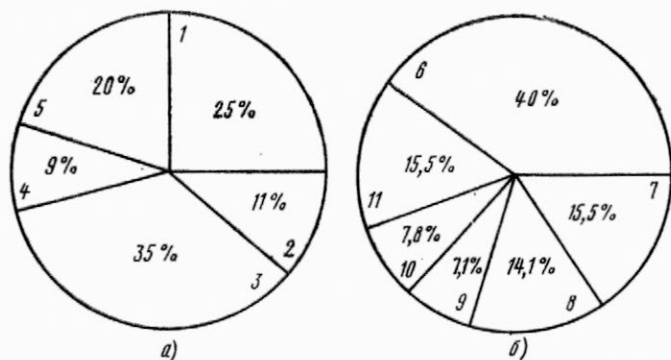


Рис. 4. Схема СПС второго поколения фирмы Аэроспасьаль (ASTF-1)



а—закупочная стоимость; б—эксплуатационные расходы
 1—планер; 2—несущий винт; 3—прочие расходы; 4—трансмиссия;
 5—двигатель; 6—топливо; 7—техническое обслуживание несущего винта; 8—техническое обслуживание других систем; 9—оплата персонала; 10—техническое обслуживание трансмиссии; 11—техническое обслуживание двигателей

Рис. 5. Стоимость вертолетов и их эксплуатации

вой установки на 1 кг взлетного веса по сравнению с самолетами определяет значительную долю топлива в ПЭР (рис. 5).

Однако прогнозы сулят блестящие перспективы гражданским вертолетам в ближайшие 10 лет, поскольку из существующих и эксплуатируемых аппаратов ВВП вертолет пока остается наиболее подходящим аппаратом с точки зрения мощности силовой установки и затрат топлива.

Вертолет является перспективным транспортным средством междугородных перевозок. Недавние эксперименты показали, что по сравнению с административным самолетом вертолет экономит 46% топлива и 40% времени поездки при расстоянии между городами ~280 км.

Расширяется применение вертолетов для обслуживания морских буровых платформ. В 1980 г. только в Мексиканском заливе имелось 800 нефте-разведывательных и 240 добывающих платформ. Расходы на вертолеты для обслуживания этих установок оценивались в 1980 г. в 500 млн. долл. Число установок непрерывно растет, причем увеличивается и их расстояние от берегов.

На рис. 6 представлены результаты работ фирмы Аэроспасьяль по оценке улучшения характеристик вертолетов до 2000 г. Крейсерская скорость вертолетов, составлявшая в прошлом 220—230 км/ч и равная в настоящее время 270—280 км/ч, достигнет в будущем 315 км/ч.

Вопрос пятый: Каково будущее винтокрылых аппаратов?

В последние годы оценивалось множество аппаратов новых концепций, из которых можно отметить



а—в прошлом; б—в настоящем; в—в будущем

Рис. 6. ПЭР для вертолетов с различной пассажироместимостью (число мест указано на диаграммах)

самолет с поворотными воздушными винтами и аппарат с реактивным песущим винтом.

Пока трудно оценить выгоды гражданского применения самолета с поворотными воздушными винтами. Он может быть использован для обслуживания значительно удаленных от берега нефтяных установок, в качестве морского патрульного аппарата, для которого важна большая площадь обрабатываемой зоны за час полета. Стоимость разработки такого аппарата значительна, поэтому, по-видимому, только в случае создания аппарата военного назначения возможно появление гражданского варианта.

О преимуществах аппарата с реактивным несущим винтом также судить пока еще рано.

Хотя развитие гражданской авиации будет в значительной степени зависеть от экономических и политических факторов, важную роль, естественно, будет играть технический прогресс.

По ряду причин можно предположить, что углеводородное авиационное топливо будет доминировать в гражданской авиации еще не менее 20 лет.

Для повышения экономичности авиационных двигателей имеются значительные возможности, показанные на рис. 7. Упрощенно прогресс совершенствования двигателей можно представить следующим образом.

Первое направление, уже реализуемое, связано с развитием существующих ТРДД; улучшение их компонентов может сократить к 1984 г. удельный расход топлива на 5%.

Второе направление работ хорошо отражают цели программы создания высокоэкономичного двигателя E³ (Energy Efficient Engine), осуществляемой в США NASA. Общая схема двигателя останется прежней, но внесенные усовершенствования (в частности, увеличение степени повышения давления до ~40, смещение потоков контуров, новые гондолы, улучшенное согласование компонентов) позволят снизить расход топлива на 10—15% по сравнению с величиной, характерной для существующих ТРДД.

Третье направление связано с повышением коэффициента двухконтурности с 5—6 до 9 при использовании редукторов.

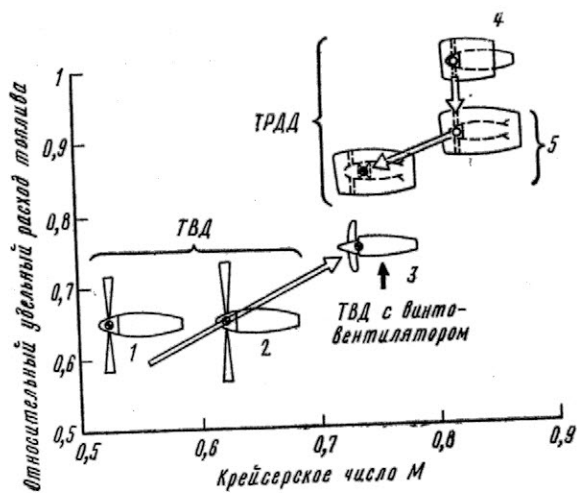
Четвертое направление, обеспеченное технически, но зависящее от ряда других факторов, связано с созданием усовершенствованных ТВД с винтами-вентиляторами, имеющими высокий КПД при крейсерских числах M=0,7 и даже более.

Ведутся значительные исследования по двигателям для вертолетов.

Примером может служить программа разработки перспективного двигателя с использованием последних научно-технических достижений ATDE (Advanced Technology Development Engine), начатая управлением исследовательских и опытных работ авиации армии США (Avradcom). Целями этой программы являются:

снижение удельного расхода топлива на 20% при работе на промежуточных режимах и на 25% — на экономичном крейсерском режиме;

снижение на 20% веса двигателя для двухдвигательных вертолетов весовой категории 4 тс; это обеспечит снижение веса конструкции вертолета более чем на 12%, взлетного веса — на 15% и расхода топлива — более чем на 28%.



1—старая техника; 2—современная техника; 3—будущая техника; 4—современная техника (прямой привод вентилятора, $m=5-6$); 5—будущая техника (сначала прямой привод вентилятора, $m=5-6$; позже редукторный привод, $m=9-10$)

Рис. 7. Тенденция развития силовых установок

В ближайшем будущем можно ожидать разработки и применения крыльев с улучшенной аэродинамикой, с увеличенными относительными удлинениями (до 10) и толщиной профиля, с малым весом конструкции (рис. 8). Кроме того, на самолетах будет выполнено множество аэродинамических доработок, в соответствии с лучшим пониманием обтекания сложных пространственных тел, обеспечиваемых сложными методами анализа. Чисто аэродинамические усовершенствования могут привести к улучшению аэродинамического качества на 5—8%.

За последние годы удалось значительно уменьшить лобовое сопротивление вертолетов, но возможности в этом направлении далеко не исчерпаны.

Фирма Аэроспасьяль добилась успехов в совершенствовании воздухозаборников и несущих винтов (рис. 9). Лучшее использование скоростного напора и разработка семейства новых профилей (толщиной 7—15%) для несущего винта позволили увеличить взлетный вес вертолета «Дофэн» с 3500 до 3800 кгс.

В США фирма Каман по заданию ВМС изучает

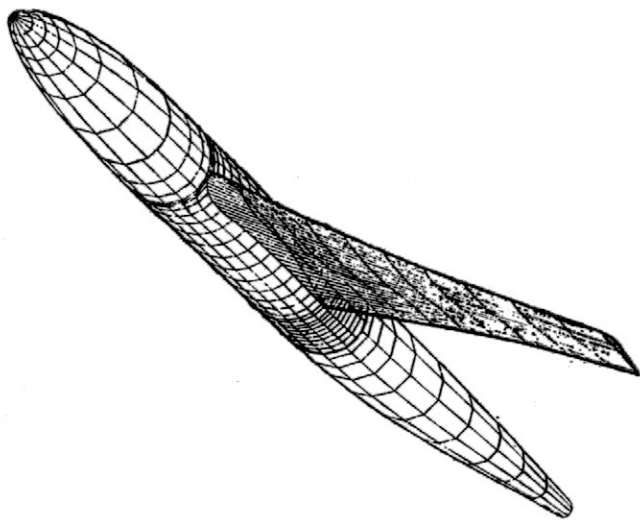
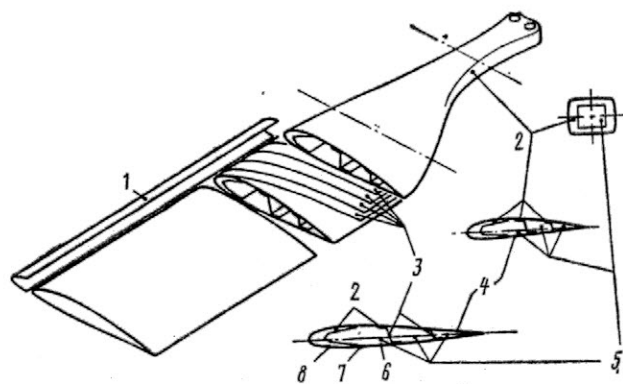


Рис. 8. Перспективное крыло ($\chi=35^\circ$, $\lambda=10$)



1—защитная титановая накладка; 2—стеклопластиковая переходная часть; 3—высокопрочные волокна углерода, укладка $\pm 45^\circ$; 4—высокопрочные волокна углерода, укладка $\pm 45^\circ$; 5—пенопласт; 6—волокна углерода с высоким модулем упругости, $\pm 45^\circ$; 7—полиуретан; 8—титановый сплав + хлоропрен

Рис. 9. Лопасть несущего винта вертолета Аэроспасьяль SA.365N (профили OA212 и OA207)

несущий винт с управляемой циркуляцией (из щели вблизи задней кромки выбрасывается пелена воздуха для привода и управления аэродинамическими силами).

Фирма Аэроспасьяль рассматривает возможности выдува воздуха на несущем винте только как средство расширения режимов работы лопастей и достижения скоростей полета порядка 410 км/ч.

Аппараты с поворотными воздушными винтами типа испытываемого американского винтокрыла Белл XV-15 позволит увеличить крейсерские скорости до 550—650 км/ч; снизить километровый расход топлива примерно на 40% и ПЭР на 25%; повысить уровень комфорта пассажиров.

Однако стоимость такого аппарата будет на 50% выше, чем вертолета, и на 75% выше, чем самолета с двумя ТВД; расход топлива на режиме висения будет на 15—20% больше, чем у вертолета; относительный вес конструкции также окажется выше (0,6 вместо 0,5).

Фирма Аэроспасьяль изучает в аэродинамической трубе модель поворотного винта диаметром 5.

Снижения веса конструкции можно достигнуть двумя путями:

оптимизацией схемы конструкции в соответствии с заданными нагрузками; применением новых материалов, в первую очередь композиционных.

Использование композиционных материалов в неосновных компонентах конструкции самолетов класса А-300 и А-310 позволит уменьшить вес планера примерно на 3%.

В конструкции будущего СПС, даже если его крейсерское число M не превысит 2, и, возможно, сверхтяжелого самолета может быть широко использован титан.

Применение неметаллических материалов на вертолетах непрерывно расширяется, как это показано на рис. 10, на примере продукции фирмы Аэроспасьяль, что способствует повышению летных характеристик и безопасности полета при упрощении технического обслуживания.

Потенциальное снижение веса конструкции вертолета характеризуется цифрами, представленными в таблице. Вес пустого вертолета может быть уменьшен приблизительно на 5%.

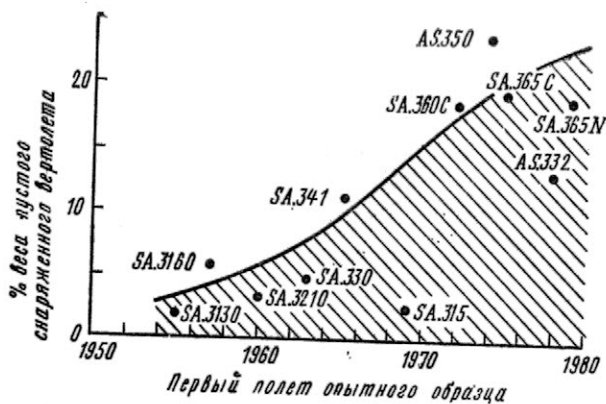


Рис. 10. Применение неметаллических материалов в конструкции вертолетов фирмы Аэроспасьяль

Возможности снижения веса вертолета

Компоненты	Материалы	Снижение веса, %
Лопастей несущего и рулевого винтов	—	0
Хвостовая балка Киль Стабилизатор	Углепластики	20—40
Обтекатели (главного редуктора несущего винта, двигателей, шасси, днища) Двери Пол кабины	Слоистые конструкции из углепластика или кевларопластика с пенозаполнителями или сотовым наполнителем	15—30
Узлы крепления редуктора несущего винта	—	15
Тяги управления общим шагом несущего винта Трансмиссия рулевого винта	Углепластики	25
Втулка несущего винта Втулка рулевого винта	Эластомер, укрепленный стекловолокном (для втулок типа «Трифлекс»)	20 25

Развитие ряда бортовых систем было обусловлено прогрессом в области электроники и вычислительной техники, а также требованиями улучшения взаимосвязи «система — планер» и «оператор — летательный аппарат».

Механические устройства заменяются электронными операторами, вводятся индикаторы на ЭЛТ, вместо аналоговых вычислителей все шире применяются цифровые, универсальные ЭВМ заменяются специализированными микропроцессорами, все шире используются цифровые шины передачи информации (до 10^5 бит/с по одному каналу, а в недалеком будущем и до 10^6 бит/с). Изучаются возможности волоконно-оптических устройств.

Системы активного управления в рудиментарной форме уже давно используются на самолетах

(например, демпферы рыскания). В более развитой форме они применяются на военных самолетах (В-52, С-5А, В-1 и т. д.).

В 1978 г. фирма Аэроспасьяль провела летные испытания самолета «Конкорд» с миниатюрной боковой ручкой управления пилота и электродистанционной системой управления полетом, способной искусственно обеспечивать требуемую продольную устойчивость при задних центровках.

Этот эксперимент подтвердил возможность улучшения пилотажных свойств самолета, экономии веса за счет исключения механической проводки управления (до 500 кгс) и повышения аэродинамического качества на 10% благодаря сдвигу ц. т. назад на 4% САХ.

Примером применения систем активного управления на дозвуковом гражданском самолете может служить система перераспределения аэродинамической нагрузки по размаху крыла на широкофюзеляжном самолете Локхид L-1011-500 «Тристар».

Во Франции изучаются вопросы применения таких систем на самолетах следующего поколения для:

управления устойчивостью путем перекачки топлива,

уменьшения маневренных и ветровых нагрузок, изменения кривизны крыла для обеспечения больших скоростей.

Изучение техники дополняется рассмотрением экономических вопросов, проблем проектирования и оптимизации.

Ведутся исследования и более дальней перспективы. В конце текущего столетия могут появиться активные противофлаттерные системы, средства управления ходом стоек шасси упругого самолета (например, СПС) при его движении по ВПП и т. д.

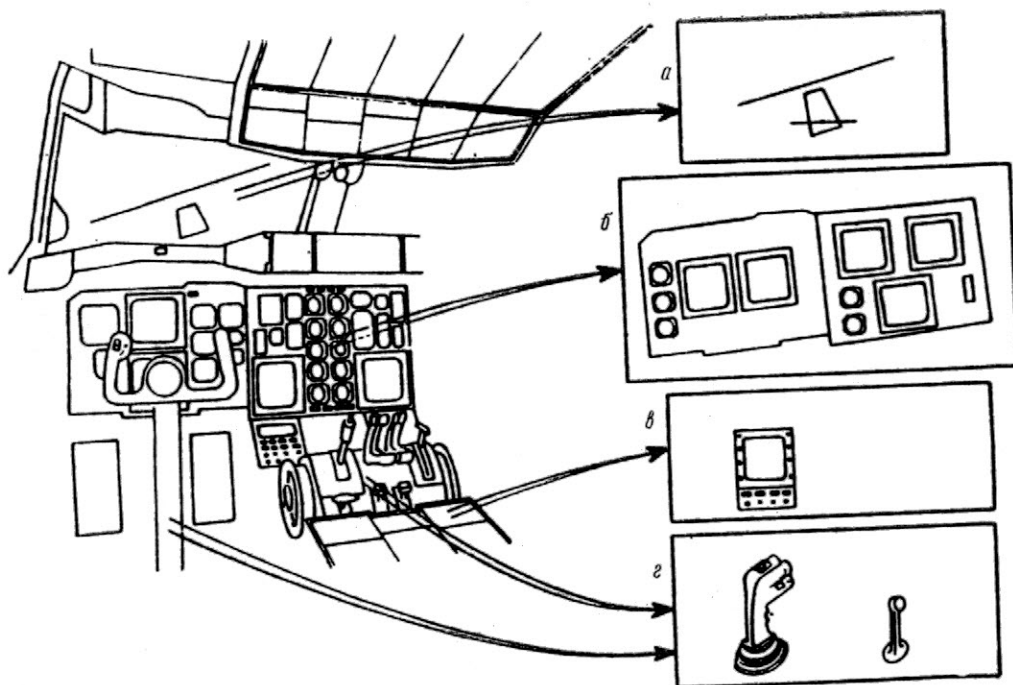
По программам винтокрылых аппаратов активные системы рассматриваются как средство снижения уровня вибраций, улучшения летных характеристик и управляемости.

Значительные изменения претерпевает в настоящее время оборудование кабин экипажа гражданских самолетов.

Фирма Аэроспасьяль начала свои исследования перспективных компоновок кабин экипажа в 1972 г., работы продолжают и сейчас. Результатом этих исследований явилась кабина экипажа разрабатываемого широкофюзеляжного самолета Эрбас Индастри А-310 (рис. 11).

Кабина соответствует концепции FFCC (Forward Facing Crew Cockpit), предусматривающей размещение всех членов экипажа, включая бортиженера, лицом вперед с соответствующей компоновкой всех приборов. Перед каждым пилотом установлены электронные индикаторы вертикальной и горизонтальной обстановки на ЭЛТ, в центре приборной панели имеется индикатор контроля состояния бортовых систем. Управление приборами и системами осуществляется большей частью кнопками со световой сигнализацией. Предусмотрены приборы, работающие на электролитическом или жидкокристаллическом принципах. Всего в кабине установлено шесть идентичных и взаимозаменяемых ЭЛТ.

В будущем индикаторы на ЭЛТ станут обычным оборудованием кабин гражданских самолетов; семь ЭЛТ, по-видимому, обеспечат всю основную инфор-



a—индикатор на уровне остекления; *б*—увеличение числа индикаторов на ЭЛТ, синтезированная символика; *в*—средства интерактивного диалога «человек — машина»; *г*—миниатюрные ручки управления

Рис. 11. Приборное оборудование кабины экипажа самолета А-310 (слева) и перспективы совершенствования индикаторов и средств управления (справа)

мацию, и резервные индикаторы обычного типа станут не нужны. С внедрением электродистанционных систем управления могут найти применение миниатюрные ручки управления. Индикаторная система кабины будет представлять собой единый

комплекс, управляемый клавишными пультами. Следует ожидать появление индикаторов на уровне остекления.

Референт Н. А. Ушкова

УДК 629.735.33.054

УСОВЕРШЕНСТВОВАННЫЙ КОМПЛЕКС ПРИБОРНОГО ОБОРУДОВАНИЯ КАБИНЫ ЭКИПАЖА ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЕТА*

Эксплуатационные расходы включают составляющие, зависящие от оборудования и общей компоновки кабины экипажа:

- стоимость оборудования и его эксплуатации;
- оплата труда экипажа;
- стоимость топлива.

Доля этих составляющих в прямых эксплуатационных расходах (ПЭР) представлена в таблице.

Из таблицы видно, что при всех прочих равных условиях эксплуатация самолета с экипажем из трех человек на маршруте протяженностью 925 км на 2,2% дороже, а на маршруте 5560 км на 2,9% дороже, чем самолета с двумя членами экипажа.

* Wilson J. W., Hillman R. E. The advanced flight deck. The Aeronautical Journal, 1980, v. 84, III—IV, N 831, p. 93—100.

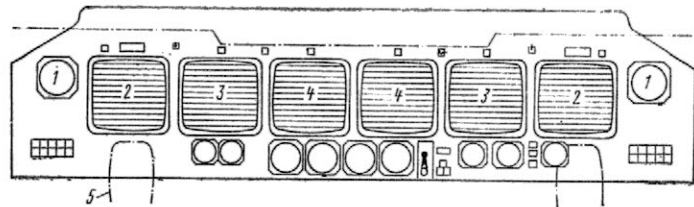
Оборудование кабины должно обеспечивать экипажу в минимальном составе максимальную эффективность работы как в нормальном автоматическом режиме, так и при возникновении частичных отказов или при вынужденных изменениях запланированного профиля полета. Кроме того, желательно, чтобы для поддержания нужного уровня летной подготовки пилоты имели возможность осуществлять ручное управление полетом и регулирование тяги с выключенными автопилотом и автоматом тяги.

Английская фирма Бритиш Аэроспейс (BAe) уже более пяти лет разрабатывает компоновку кабины экипажа и состав ее приборного оборудования для перспективных гражданских самолетов.

Новое поколение бортового радиоэлектронного оборудования, разработку которого завершает английская фирма Аэронотикл Рэйдио (ARINC),

Состав ПЭР (в %)

Протяженность маршрута	925 км		5560 км	
	2	3	2	3
Число членов экипажа	2	3	2	3
Расходы на летный экипаж	6,7	8,9	7,8	10,7
Расходы на топливо (цены на февраль 1979 г.)	17,0	17,0	22,9	22,9
Расходы на амортизацию, запасные части, страхование и пр.	30,5	30,5	29,5	29,5
Расходы на техническое обслуживание	16,7	16,7	13,2	13,2
Другие виды расходов (посадочные сборы, аэронавигационные расходы, расходы на обслуживающий персонал и пр.)	26,9	26,9	23,7	23,7
Снижение расходов за счет сокращения численности экипажа	2,2	—	2,9	—



1—часы; 2—экран пилотажного индикатора на ЭЛТ (слева — для первого пилота, справа — для второго); 3—экран навигационного индикатора на ЭЛТ; 4—экран индикатора на ЭЛТ для отображения информации о работе двигателей и бортовых систем; 5—контур головки штурвала

Рис. 2. Компонировка передней приборной панели

ширина и расположение потолочной приборной панели должны быть выбраны так, чтобы обоим пилотам было удобно пользоваться расположенными на ней органами управления.

Применение многофункциональных индикаторов на ЭЛТ позволяет значительно улучшить компоновку и повысить информативность приборных панелей (рис. 1).

Передняя приборная панель. Для кабин обычной колонкой управления высота обозреваемой площади передней приборной панели напротив кресла пилота, равная 23 см, недостаточна для размещения двух экранов ЭЛТ один над другим, поэтому фирма ВАе считает рациональным размещение шести индикаторов на ЭЛТ в один ряд (рис. 2). В результате четырехлетних исследований на пилотажном стенде индикаторов с экраном ЭЛТ шириной 19 см и высотой 13 см было выявлено, что такой экран мал для отображения всей пилотажно-навигационной информации и что оптимальные размеры экрана близки к 19×19 см. На случай отказа одной или двух ЭЛТ в центре передней приборной доски необходимо установить резервные приборы обычного типа: авиагоризонт, указатели высоты, воздушной скорости, курса самолета, индикаторы всенаправленного УКВ радиомаяка и автоматического радиопеленгатора, а также указатели степени повышения давления в двигателе и температуры газов в турбине.

Считается целесообразным использование цветных ЭЛТ. Была принята следующая цветовая символика для всех видов изображений на экранах ЭЛТ: зеленый — неподвижные шкалы; желтый — сигнализация предупреждения; синий — неподвижные надписи и небо; красный — аварийная сигнализация; ярко-красный — выборочные цифровые значения величин и символы; голубой — некоторые значения параметров и символы; белый — фон и негативное изображение.

Перед каждым пилотом расположены три индикатора на ЭЛТ.

Основной пилотажный индикатор — электронный командный авиагоризонт — установлен непосредственно перед креслом пилота (рис. 3, а). Состав отображаемой на его экране информации определен на основе оценок большого числа пилотов.

Стандартной является следующая информация: воздушная скорость в аналоговой и цифровой формах; заданная скорость в аналоговой форме; характерные скорости в аналоговой форме (V_1 , V_2 и т. д.); цифровые значения числа M ; аналоговые показатели «быстро-медленно»; высота в

должно обеспечить большее снижение стоимости аппаратуры и ее эксплуатации, чем было достигнуто за последние 20 лет.

К наиболее важным требованиям компоновки оборудования в кабине экипажа относятся:

расстояние между плоскостями симметрии кресел первого и второго пилотов должно составлять 1015—1065 мм;

ширина приборной панели между креслами пилотов должна соответствовать трем стандартным блокам ARINC;

основные пилотажные приборы должны находиться непосредственно перед каждым пилотом;

наиболее часто используемые средства управления на приборной панели между креслами должны располагаться перед линией плеч пилотов;

колонка управления со штурвалом не должна заслонять индикаторы передней приборной панели;

верхняя кромка противобликового козырька должна служить горизонтальной линией отсчета и обеспечивать обзор вниз на 17°; нижняя кромка приборной панели определяется площадью индикаторов на передней приборной доске;

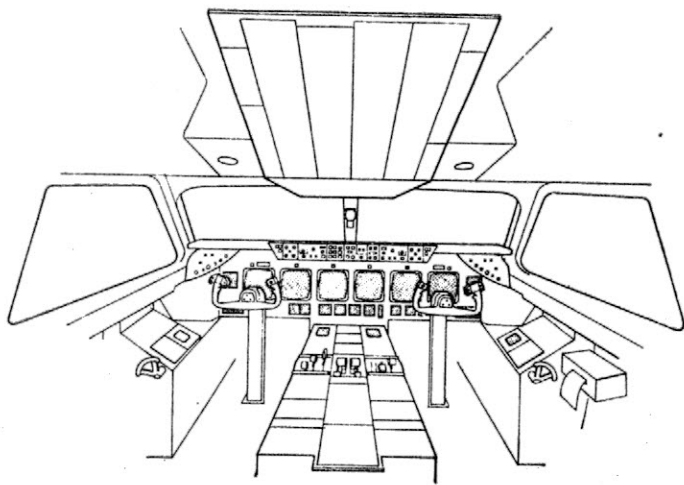
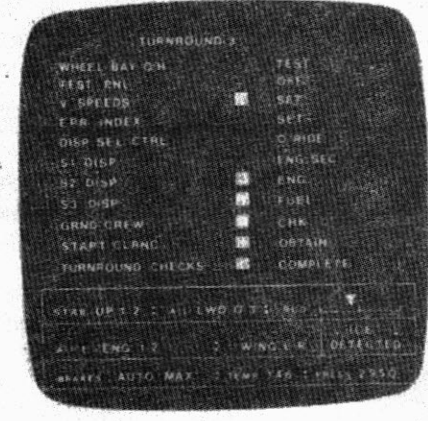
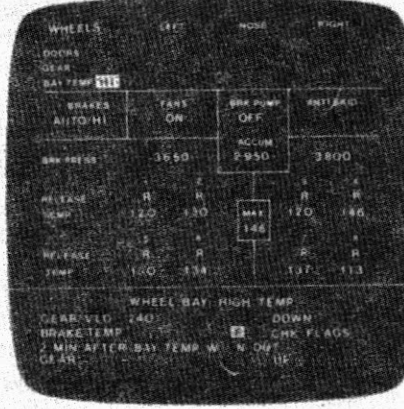
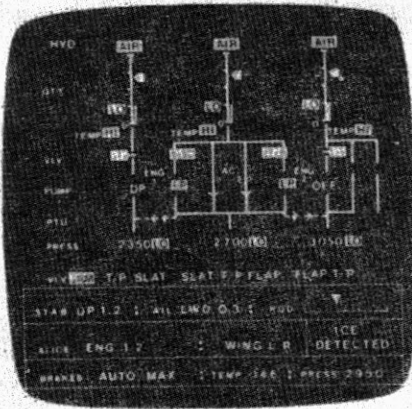
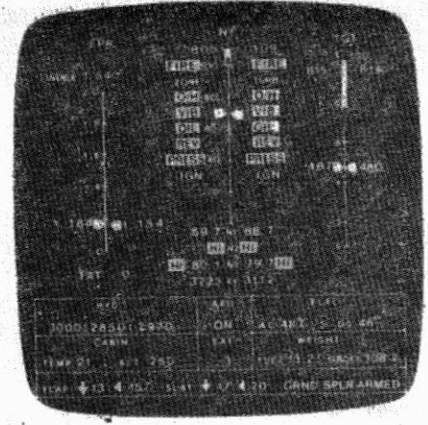


Рис. 1. Общий вид интерьера кабины экипажа перспективного самолета



а—пилотажный индикатор; б—навигационный индикатор с изображением карты; в—индикатор состояния систем: показатели работы двигателей; г—индикатор состояния систем: отображение блок-схемы и показателей гидравлической системы; д—индикатор состояния систем: отображение информации о шасси (сведения об отказе и последовательности действий для его устранения); е—индикатор состояния систем: пункты инструкции по подготовке самолета к рейсу

Рис. 3. Примеры информации, представляемой на электронных индикаторах

аналоговой и цифровой формах; заданная высота в цифровой форме; показания радиовысотомера в аналоговой и цифровой формах; показания барометрического высотомера; заданная высота принятия решения в аналоговой и цифровой формах; текущая и заданная вертикальные скорости в аналоговой форме; сегмент лимба компаса; боковое отклонение и отклонение в вертикальной плоскости (в аналоговой форме); директорные команды в контрастных цветах; показания высотомера на голубом и черном фоне.

Кроме того, на этом экране можно отображать дополнительную информацию, включая сигнализацию об опасной или аварийной ситуациях, сигнализацию о готовности систем и т. д.

Для навигационного индикатора — электронного индикатора горизонтальной обстановки — разработаны два информационных формата: с изображением в центре экрана лимба компаса или символической карты с расположением цифровых радионавигационных данных по краям экрана.

Формат с изображением в центре экрана карты местности (рис. 3) получил высокую оценку пилотов при испытаниях на пилотажном стенде. Он

отличается большой наглядностью, обеспечивает восприятие большого объема информации.

Третий индикатор на ЭЛТ предназначен для отображения информации о работе двигателей и состоянии бортовых систем самолета. По выбору пилота на экране может быть представлено изображение блок-схемы любой бортовой системы (переключатели вида изображения расположены на центральной панели между креслами пилотов). В автоматическом режиме работы этих индикаторов любой отказ в системах приводит к включению главной сигнальной системы и появлению в центре экрана индикатора схемы соответствующей системы с инструкцией по выполнению необходимых действий в аварийной или нестандартной ситуациях.

Разработаны следующие варианты видов изображений:

- основные показатели работы каждого двигателя с краткими данными о состоянии работы связанных с ними систем (рис. 3, в);
- дополнительные показатели работы двигателей; система электроснабжения;
- гидравлическая система (рис. 3, г);
- топливная система;

колеса и тормоза (рис. 3, д);
 система управления полетом;
 вспомогательная силовая установка;
 система отбора воздуха и противообледенительная система;
 система герметизации;
 система кондиционирования.

Работа главной сигнальной системы основана на использовании рекомендаций стандарта ARP 450D (Aerospace Recommended Practice) американского общества инженеров автомобильной промышленности и транспорта (SAE).

Предусмотрено несколько видов звуковых сигналов предупреждения экипажа об опасности, в том числе голосовых:

а) звонки — пожар; б) сирена — отключение автопилота или автомата тяги; в) гудок продолжительностью 2 с — отклонение скорости или высоты от заданных значений; г) прерывистые гудки — предупреждение о близости земли; д) сигналы «внимание» подаются в трех вариантах по убывающей степени опасности: тройной сигнал каждые 5 с до выключения пилотом — для аварийной об- становки (третья степень опасности); двойной сигнал каждые 15 с до выключения пилотом — для второй степени опасности, требующей немедленного вмешательства экипажа, и одинарный звуковой сигнал — предупреждение о возможной опасности (первая степень опасности).

Кроме звуковых сигналов пилоты предупреждаются об опасности визуальными сигналами на экранах ЭЛТ: на индикаторах работы двигателей и состояния систем самолета опасность третьей

степени отображается мигающим флажком, второй и первой степеней — флажком с непрерывным свечением; сигналы об опасности третьей степени появляются также на экранах пилотажных индикаторов в рамке для срочной информации.

Предупреждения имеют различный приоритет: сигналы опасности второй степени имеют больший приоритет по сравнению с сигналами опасности первой степени для автоматического отображения на экране ЭЛТ. В случае возникновения в различных системах ситуаций отказов одинаковой степени опасности последовательность выдачи сигналов предупреждения определяется с учетом иерархии систем, возникновения нескольких критических отказов в одной системе (угрожающих всей системе) или условий полета.

Панель под противобликовым козырьком имеет большую площадь для размещения возможно большего числа переключателей, управляющих работой электронных индикаторов навигационно-пилотажных приборов (рис. 4, верхняя часть).

Оценочные испытания на пилотажном стенде показали, что разделение ручек управления и индикаторов не является оптимальным решением, поэтому наиболее часто используемые пилотами поворотные селекторные переключатели на панели под противобликовым козырьком (для скорости, высоты и курса самолета) снабжены местными индикаторами, в дополнение к основным индикаторам на ЭЛТ на передней приборной панели.

На рассматриваемой панели имеются средства включения автопилота и автомата тяги; выбора формата изображения на экранах навигационных

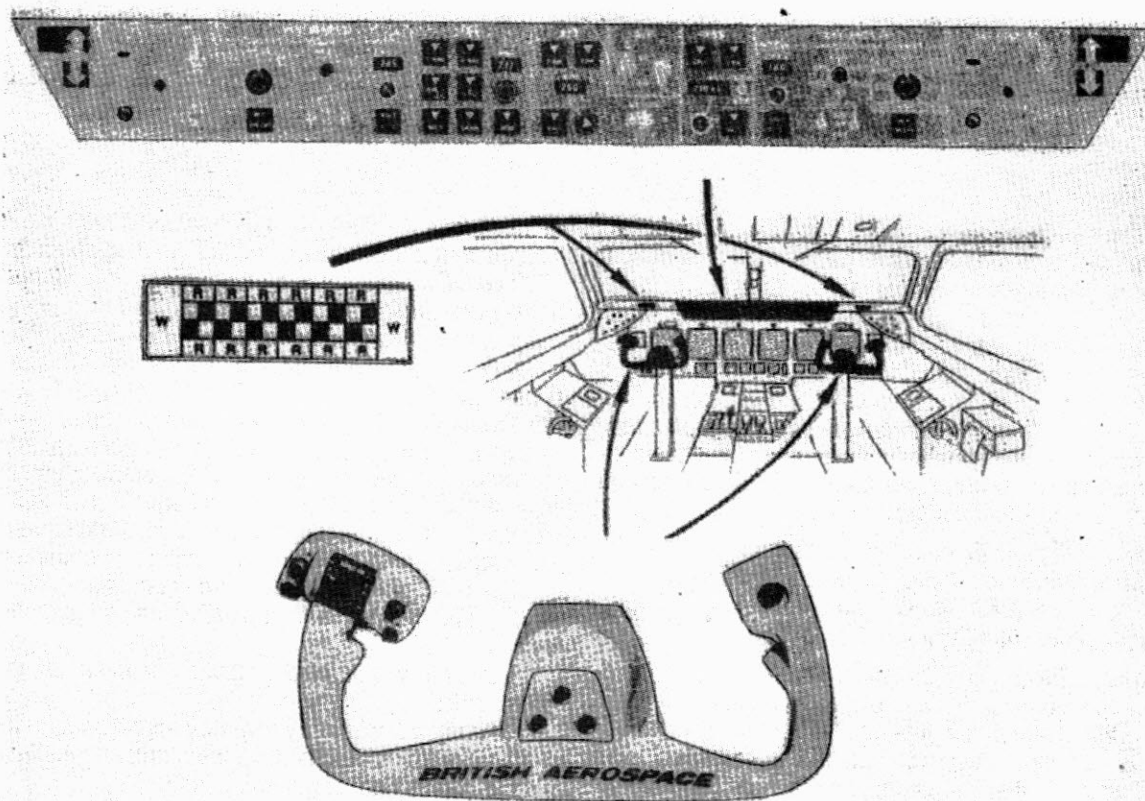


Рис. 4. Приборная панель под противобликовым козырьком (вверху) и штурвал управления (внизу), слева — индикатор системы автоматической посадки в условиях погодного минимума категории III

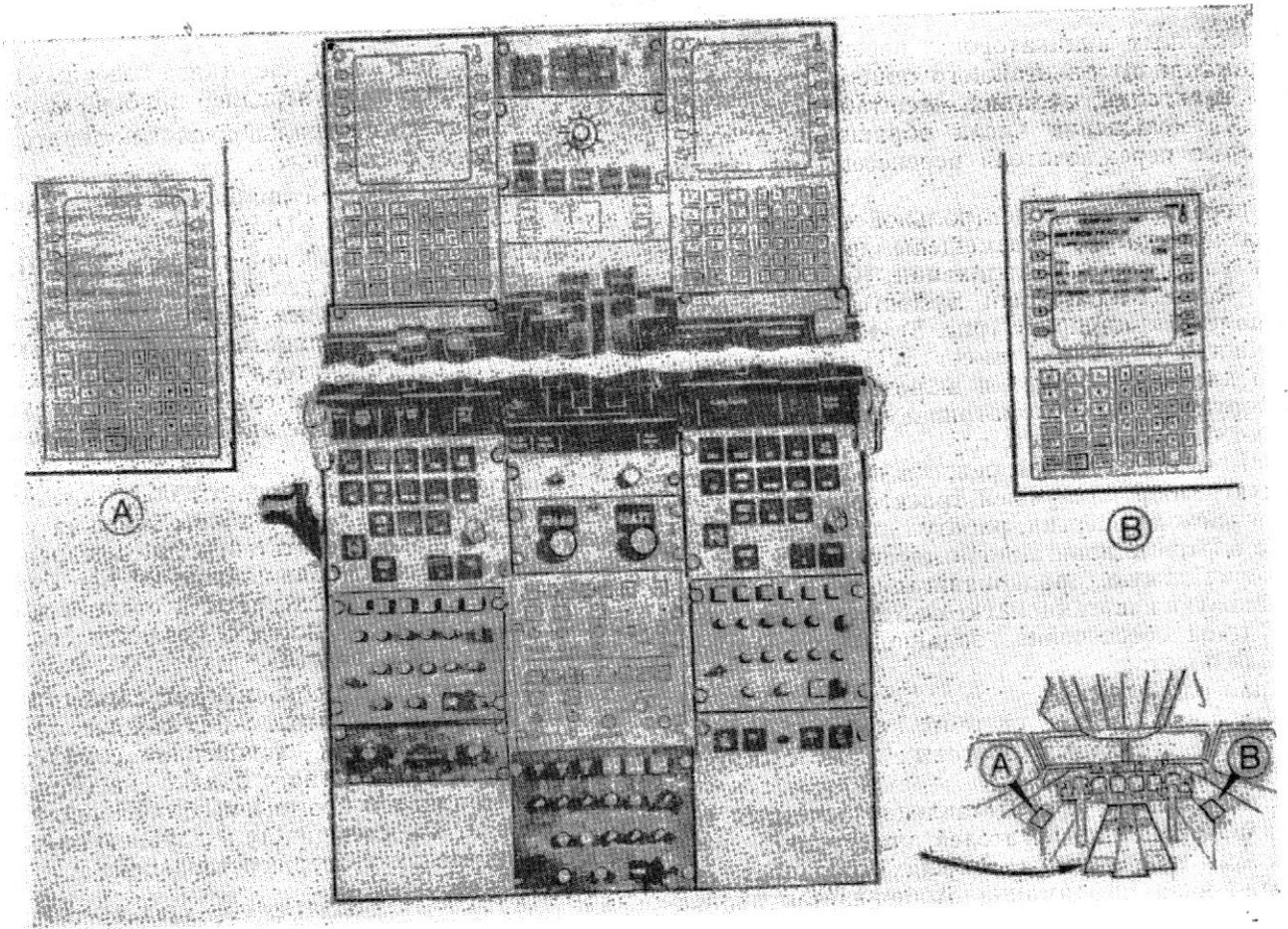


Рис. 5. Центральный и боковые (А и В) пульта управления

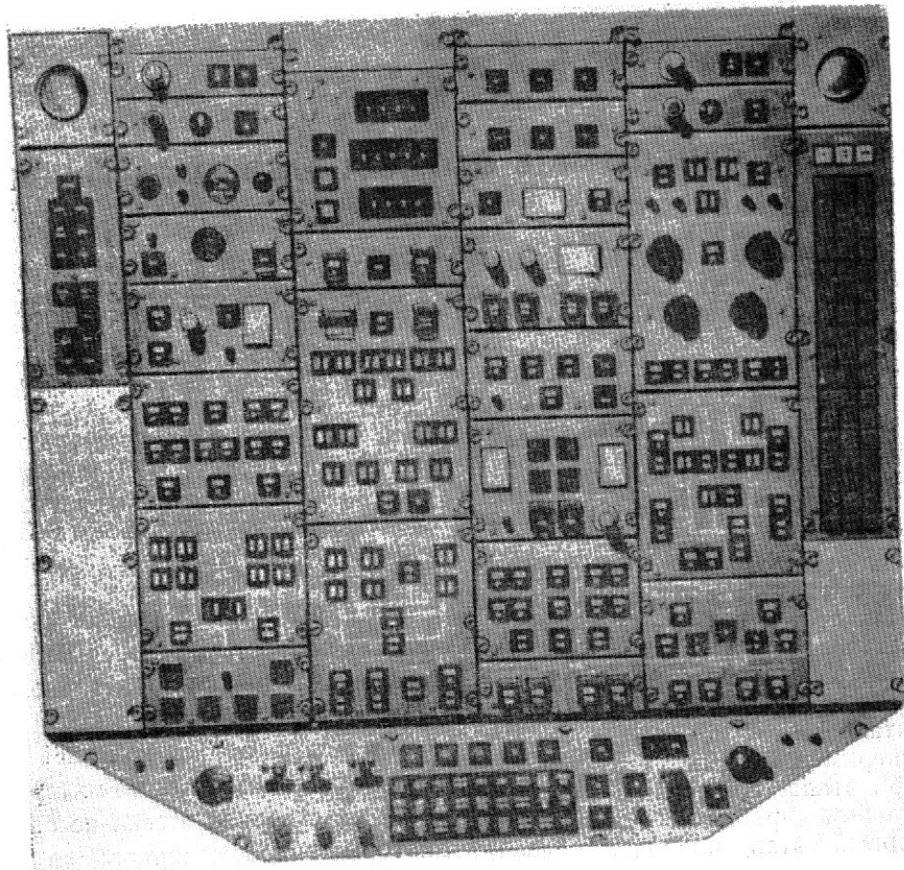


Рис. 6. Потолочная приборная панель

и пилотажных индикаторов; переключения каналов командного пилотажного прибора; выбора режима навигации; задания масштаба карты и пр.

Для уменьшения числа обращений к панели некоторые переключатели перенесены на штурвал управления.

В передней части центральной панели (между креслами пилотов) размещены два идентичных блока управления и индикации (CDU) системы RMS (Route Management System), обеспечивающей полет по маршруту (рис. 5). Каждый блок управления и индикации имеет ЭЛТ, буквенно-цифровую клавиатуру, кнопки включения специального оборудования. Рассматриваемые блоки обслуживают следующие системы:

систему оптимизации режима полета (обеспечивающую выбор наилучшей траектории полета, режимов расхода энергии, работу двигателей и т. д.);

все бортовые навигационные системы, в том числе инерциальную, радионавигационную «Омега», спутниковую навигационную систему «Навстар»; средства обеспечения заданного маршрута и профиля полета;

канал радиосвязи; радиолокационные системы связи с центром УВД типа вторичных бортовых РЛС с избирательным запросом;

систему выбора и представления полетных данных, характеристик двигателей, инструкций;

системы определения текущих координат (эта навигационная информация отображается индикатором блока CDU в случае отказа основных навигационных индикаторов передней приборной панели).

Задняя часть центральной панели занята селекторами частот радиосистем.

На каждой боковой приборной панели установлено по одному блоку CDU.

Ширина потолочной приборной панели (рис. 6) соответствует четырем стандартным блокам ARINC. На ней расположены все переключатели, относящиеся к управлению работой бортовых систем самолета. Эти переключатели имеют вид нажимных и вытяжных кнопок, они снабжены табло сигнализации о текущем режиме работы систем или об отказах.

Практически все компоненты оборудования для оснащения перспективной кабины экипажа уже существуют. Однако препятствием для внедрения нового оборудования в ближайшие 20 лет будут не технические проблемы, а время и стоимость интеграции компонентов систем и создания соответствующих наземных средств.

Маловероятно, что современные самолеты и самолеты, которые появятся в ближайшие пять лет, будут заменены новым поколением самолетов до конца текущего столетия, однако необходимость экономии топлива и повышение безопасности полетов приведет к постепенному внедрению описанных выше технических усовершенствований.

Референт Н. А. Ушкова

УДК 534.83 : 629.78

ИЗУЧЕНИЕ УРОВНЯ ШУМА В ОТСЕКЕ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ МВКА „СПЕЙС ШАТТЛ“*

Многоразовый воздушно-космический аппарат «Спейс Шаттл» генерирует интенсивный шум при старте, обусловленный взаимодействием выхлопных струй РДТТ и ЖРД с атмосферой и стартовой площадкой. Эта акустическая энергия распространяется по ВКС, проникает через конструкцию отсека полезной нагрузки и создает интенсивное акустическое поле внутри отсека, угрожая разрушением относительно хрупким элементам полезной нагрузки. В связи с этим были проведены исследования по определению акустических условий в отсеке, в частности была разработана аналитическая модель для определения акустических нагрузок в отсеке (PACES) при наличии и отсутствии в нем выводимых на орбиту объектов. Наряду с этим был проведен ряд акустических испытаний первого воздушно-космического самолета (ВКС OV101), а также модели ВКС в масштабе 1/4.

Программа экспериментальных исследований осуществлялась в три этапа. На первых двух этапах решались в основном проблемы уменьшения шума в отсеке; первый этап проходил в июле

1976 г., когда ВКС находился еще в стадии сборки, а второй — в январе 1977 г., когда аппарат проходил доводку на базе ВВС США Эдвардс. На третьем этапе изучалось влияние установки объектов в отсеке на уровень шума в нем; эксперименты осуществлялись в апреле — мае 1978 г. на упругой модели ВКС в масштабе 1/4 на установке фирмы Рокуэлл в Дауни (шт. Калифорния).

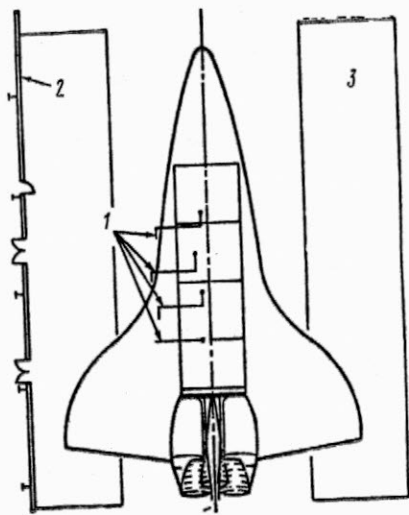
В качестве источников шума на стенде в Палмдейле использовались электромагнитные громкоговорители, а на авиабазе Эдвардс — реактивные истребители F-104.

ВКС OV101, который испытывался в Палмдейле, был полностью подобен ВКС OV102, предназначенному для нового орбитального полета, за исключением следующих деталей:

- а) внутри отсека полезной нагрузки не было никакого теплозащитного материала;
- б) на створках отсека не были установлены радиаторы теплообменников;
- в) внешнее теплозащитное покрытие было модельным;

* P i e r s o l A. G. Shuttle bay acoustics.

5th Aerospace Testing Seminar, Proc. IEC, p. 1—6.



1—штанги с микрофонами в отсеке полезной нагрузки; 2—стена сборочного цеха; 3—стенды

Рис. 1. Размещение микрофонов при испытании ВКС OV101 с генерацией шума громкоговорителями

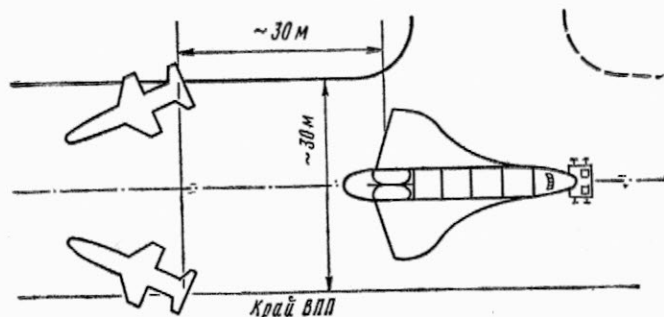


Рис. 3. Положение ВКС OV101 относительно истребителей F-104, создающих шум своими работающими двигателями

Отмечено меньшее снижение интенсивности шума большинства частот при возбуждении рассеянной волны, чем при возбуждении распространяющейся волны. Так как шум при взлете распространяется по конструкции ВКС от хвостовой части, то следует ожидать, что испытания с распространяющейся волной обеспечивают более точное воспроизведение реальных условий.

Экспериментальные исследования на авиабазе Эдвардс проводились с ВКС, установленным на прицепе для транспортировки, и на собственном шасси на рулежной дорожке летно-испытательного центра им. Драйдена (NASA). Шум обеспечивался двумя реактивными истребителями F-104, установленными за хвостовой частью ВКС (рис. 3). Реактивные струи обеспечивают значительно более высокий уровень звукового давления, чем громкоговорители. Уровни внутренних и внешних звуковых давлений измерялись с помощью микрофонов в 16 определенных точках внутри отсека и 15 точках на внешней поверхности ВКС. После анализа условий акустического нагружения были рассчитаны осредненные уровни давления и определена разница между уровнями звукового давления в 1/3-октавной полосе частот внутри и снаружи отсека полезной нагрузки.

На рис. 4 показаны хорошо согласующиеся результаты экспериментов с использованием различных источников шума.

Следует отметить, что результаты на рис. 4 приведены для ВКС OV101, не предназначенного для осуществления реальных космических полетов.

г) вентиляционные отверстия на правом борту ВКС не имели створок и были заделаны алюминиевой лентой;

д) герметизация щелей по периферии створок была обеспечена неполностью.

Ослабление шума в отсеке определялось при возбуждении рассеянного шума и при генерации распространяющейся волны.

Возбуждение рассеянного шума достигалось установкой четырех громкоговорителей, питаемых независимыми случайными сигналами в 1/3-октавной полосе частот.

Возбуждение распространяющейся волны достигалось установкой пяти громкоговорителей с независимым питанием симметрично вокруг хвостовой части ВКС.

Осредненные уровни звукового давления внутри отсека измерялись с помощью четырех микрофонов, установленных на штангах (рис. 1). Штанги могли перемещаться для исследования всего внутреннего объема отсека.

На основе замеров уровней звукового давления было рассчитано уменьшение шума в отсеке полезной нагрузки (рис. 2).

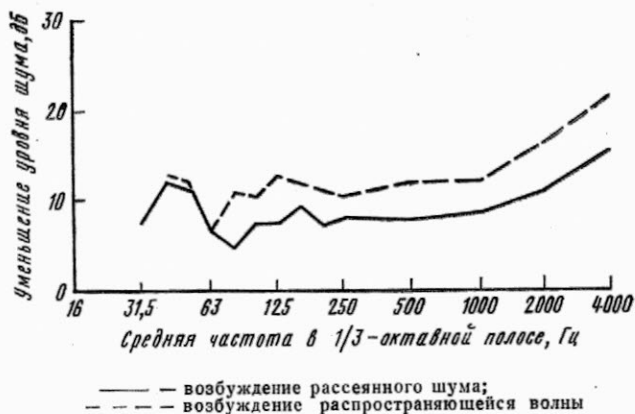


Рис. 2. Характеристики шума в отсеке полезной нагрузки ВКС OV101 при возбуждении рассеянной и распространяющейся волн



Рис. 4. Снижение уровня шума в отсеке полезной нагрузки ВКС OV101 при моделировании шума двигателями самолетов и громкоговорителями

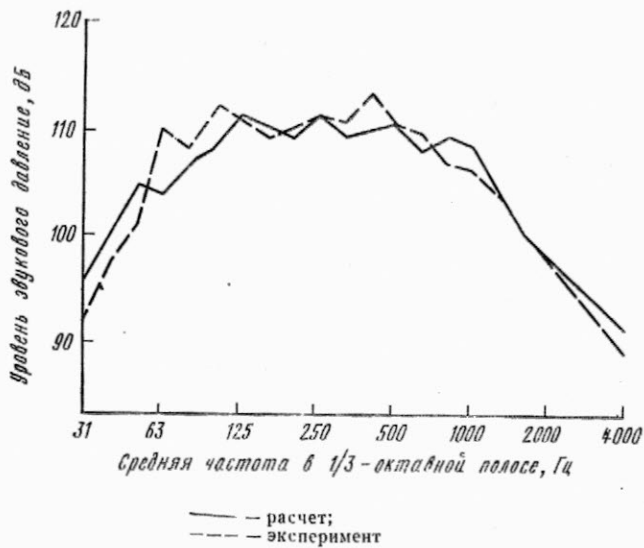


Рис. 5. Измеренные и рассчитанные уровни звукового давления в отсеке полезной нагрузки ВКС OV101 (шум от самолетных двигателей)

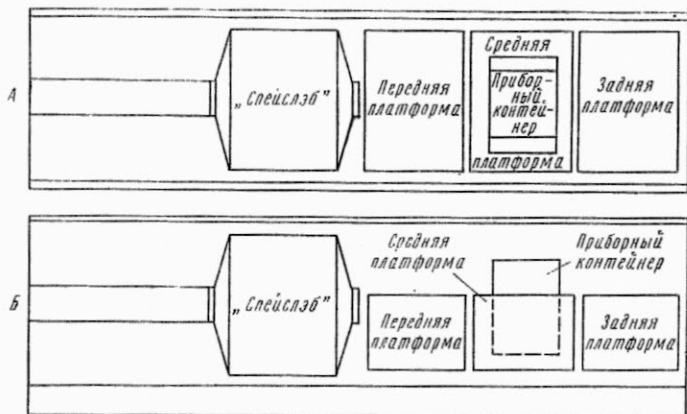
С точки зрения акустики этот ВКС отличается от ВКС OV102:

а) потери при распространении звука через планер ВКС OV102 будут значительно выше из-за радиаторов на створках отсека и теплозащитных материалов внутри отсека и на внешней поверхности ВКС, не установленных на ВКС OV101;

б) внутреннее звукопоглощение ВКС OV102 будет выше из-за наличия теплозащитного покрытия. Учитывая эти факторы, можно ожидать, что шум в отсеке полезной нагрузки реального ВКС будет ниже, чем это показано на рис. 4.

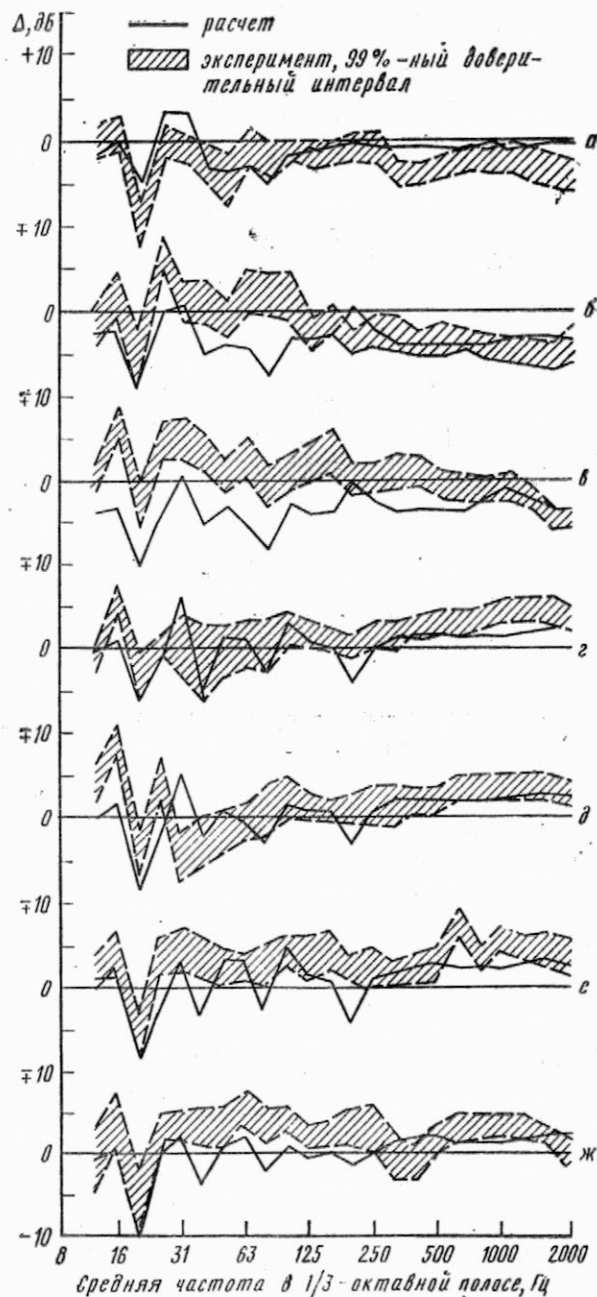
Результаты эксперимента сравнивались с результатами аналитических исследований шума в отсеке полезной нагрузки ВКС.

Расчетные усредненные по пространству уровни звукового давления в 1/3-октавной полосе частот в отсеке полезной нагрузки представлены на рис. 5 вместе с результатами эксперимента при моделировании шума с помощью двигателей истребителей. Как видно из графиков, расхождение результатов невелико. Аналитическая модель PACES завышает значения уровней звукового давления в отсеке при частотах немного ниже 50 Гц и занижает их в диапазоне частот между 50 и 1000 Гц.



А—вид сверху; Б—вид снизу

Рис. 6. Схема отсека полезной нагрузки с космическими объектами



а—передняя зона; б—под станцией «Спейслэб»; в—под грузовыми платформами; г—над задней платформой; д—над передней платформой; е—над приборным контейнером; ж—над станцией «Спейслэб»

Рис. 7. Изменение (Δ) в измеренных и рассчитанных уровнях звукового давления в отсеке при размещении в нем космической станции «Спейслэб»

Исследование акустического влияния космических объектов в отсеке ВКС проводилось с использованием упругой модели ВКС в масштабе 1/4 на установке фирмы Рокуэлл в Дауни. При испытаниях использовались жесткие модели трех выводимых в космос объектов в соответствующем масштабе — макет космической станции «Спейслэб» (рис. 6) и двух гипотетических спутников, интересных с акустической точки зрения.

На упругой модели ВКС учитывались многие особенности ВКС OV102. Модель устанавливалась на опоре, пять громкоговорителей размещались вокруг хвостовой части модели, также как при испытании ВКС OV101.

Генерировался широкополосный случайный шум, уровни звукового давления в пустом отсеке измерялись в 42 определенных зонах, равномерно распределенных по всему отсеку.

Многочисленные акустические измерения на внешней поверхности были проведены для определения уровней звукового давления и характеристик внешнего акустического поля для сравнения с результатами аналитических расчетов.

При установке модели станции «Спейслэб» в отсек полезной нагрузки микрофоны располагались в семи характерных с акустической точки зрения зонах:

- 1) в передней части отсека;
- 2) под моделью станции «Спейслэб»;
- 3) под передней и средней грузовыми платформами;
- 4) над платформами в хвостовой части;
- 5) над платформой в передней части;
- 6) над контейнером с приборным оборудованием;
- 7) над станцией «Спейслэб».

В каждой зоне устанавливалось от 8 до 16 микрофонов. Широкополосный случайный шум громкоговорителей использовался при проведении основных измерений и определении уровня звукового давления в каждой зоне. Эти испытания были повторены для двух других моделей полезных нагрузок. По уровням звукового давления в каждой незанятой зоне были рассчитаны усредненные по пространству величины. Усредненные уровни звукового давления для пустых отсеков вычли из величин, соответствующих загруженному отсеку.

Для устранения случайных ошибок эти результаты прошли соответствующую статистическую обработку для получения 99%-ного доверительного интервала.

Окончательные результаты исследования звукового давления для 1/3-октавной полосы частот

и 99%-ные доверительные интервалы представлены на рис. 7 для отсека с космической станцией «Спейслэб». Эти данные пересчитаны на натурные размеры ВКС и полезной нагрузки. Результаты позволяют выявить несколько интересных тенденций:

а) при частотах ниже 31 Гц уровни звукового давления в отсеке с полезной нагрузкой и без нее сильно отличаются (до ± 10 дБ). Эти различия обусловлены особыми формами акустических колебаний в незанятых полезной нагрузкой зонах отсека и, следовательно, для получения точных данных необходимо учитывать особенности геометрии свободных объемов;

б) при частотах выше 31 Гц расхождение результатов меньше, но все же значительное. Наиболее сильные колебания уровня давления наблюдаются вблизи объектов большого диаметра;

в) уровни звукового давления обнаруживают тенденцию к увеличению в незанятых объемах над полезной нагрузкой и к уменьшению в объемах под полезной нагрузкой. Подобные тенденции прослеживаются при анализе результатов испытаний двух других моделей полезной нагрузки.

На рис. 7 представлены и результаты аналитических оценок уровня шума в отсеке с помощью программы PACES.

Сравнение с экспериментом показало, что программа PACES обеспечивает довольно точные результаты при наличии в отсеке свободных объемов перед и над станцией «Спейслэб». В нижних незанятых объемах уровни звукового давления, определяемые аналитически, занижены. Подобные результаты получены и для двух других полезных нагрузок в отсеке. Программа PACES модифицируется для повышения точности определения уровней звукового давления в свободных объемах под размещенными в отсеке объектами.

Референт Р. А. Булыгина

УДК 629.7.015.4 : 533.6.013.43 : 629.78

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ НАЗЕМНЫХ ВИБРАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ МВКА «СПЕЙС ШАТТЛ»

Решение проблем динамики и аэроупругости конструкции и систем при разработке многоуровневого воздушно-космического аппарата (МВКА) «Спейс Шаттл» явилось важной частью этой программы. Особую роль сыграли вибрационные испытания моделей и натуральных компонентов МВКА (рис. 1—3). Испытания натурального аппарата в 1978 г. в космическом центре им. Маршалла на стенде высотой ~110 м значительно превосходили по сложности все проводившиеся ранее испытания в рамках космической программы США (см. ТИ № 19, 1979 г.).

Ниже приводятся основные результаты этих исследований.*

* Selmer L. Space Shuttle mated vertical ground vibration test summary. 5th Aerospace Testing Seminar, Proc. IEC, p. 19—23.

Программа вибрационных испытаний МВКА продолжалась 10 месяцев, суммарное стендовое время испытаний МВКА в трех основных конфигурациях, соответствующих различным этапам запуска, составило 2000 ч. Общее число исследованных форм колебаний равно 285, а синусоидальных форм — 192.

Перебор частот возбуждающих колебаний выполнялся двумя способами. В одном случае, для целей анализа конструкции, когда можно произвольно задавать любую желаемую частоту, этот метод использовался для просмотра 200 аналитически предсказанных форм колебаний в диапазоне частот от 2 до 50 Гц. Эти виды колебаний измерялись с помощью 63 акселерометров, обрабатывались на ЭВМ и регистрировались с помощью графопостроителей.

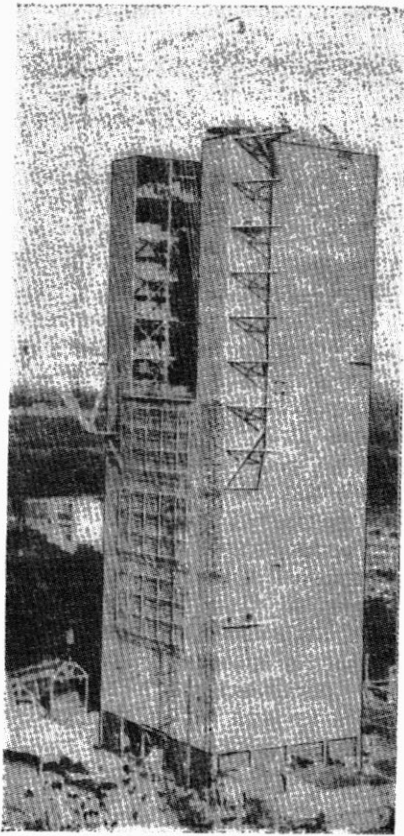


Рис. 1. Стенд для вибрационных испытаний МВКА «Спейс Шаттл»

Другой вариант перебора частот применялся для решения проблем управления, при котором выходная информация от акселерометров представлялась в виде графиков зависимости амплитуды или фазы колебаний от частоты или разности фаз (произведения разности фаз на амплитуду) от частоты. Это выполнялось для анализа системы управления с использованием методов передаточной функции.

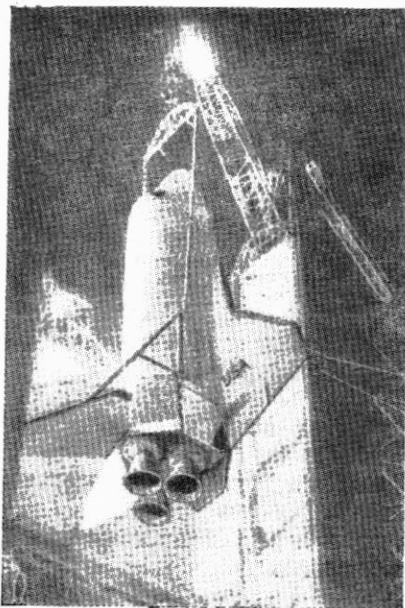
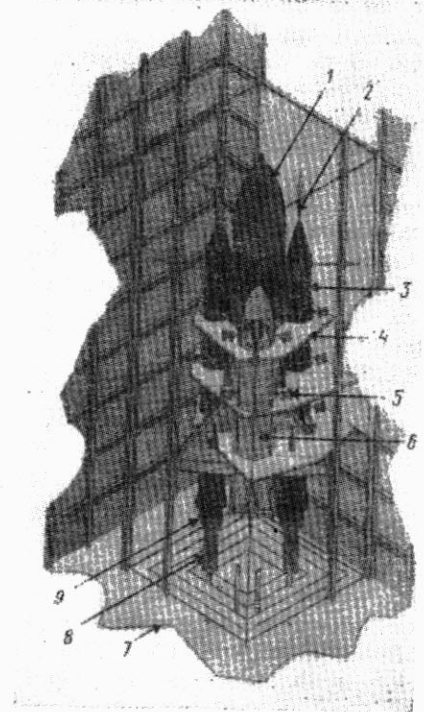


Рис. 2. Установка ВКС OV101 на стенд



1—внешний топливный бак; 2—ограничитель; 3—РДТТ; 4—рабочая платформа; 5—вибратор; 6—ВКС; 7—пол стенда; 8—гидродинамическая опора; 9—узел крепления РДТТ к опоре

Рис. 3. МВКА на стенде

Измерения осуществлялись в общей сложности по 624 информационным каналам с помощью управляющей и анализирующей системы SMTAS (Shuttle Model Test and Analysis System), эти каналы находились под контролем фирмы Рокуэлл. Космический центр им. Маршалла контролировал 422 канала, по которым в основном передавалась информация о работе стендов (температуры, давления).

МВКА в стартовом состоянии со всеми компонентами (ВКС+внешний топливный бак+два РДТТ) весил ~1800 тс (вариант А). МВКА «в момент выгорания РДТТ» весил ~500 тс (вариант В). Еще одним испытательным вариантом (С) была компоновка ВКС+внешний топливный бак.

Целью вибрационных испытаний была в основном проверка математической модели конструкции МВКА. Всего имелось четыре модели, которые использовались для расчета нагрузок, флаттера, продольных колебаний («пого») и системы управления. При получении экспериментальных данных для проверки этих моделей был выбран компромиссный вариант ввиду исключительно большого спектра колебания для всех моделей. Была получена информация по всем видам колебаний частотой от 16 до 50 Гц. Показания датчиков системы управления полетом были проанализированы с использованием метода передаточных функций при частотах от 2 до 50 Гц.

Между математическими моделями были небольшие расхождения. В трех из них, которые могли быть слиты в одну из-за подобия, предполагалась симметрия МВКА и топливный бак представлялся в виде балки (модели расчета нагрузок, флаттера и системы управления).

В математической модели продольных колебаний внешний топливный бак представлялся в виде гидроупругого объекта, а ВКС не был симметричным.

Сопоставление результатов теоретического анализа и эксперимента показало следующее.

Расхождение было особенно значительным для первой формы крутильных колебаний ВКС относительно оси X. Программа испытаний не предусматривала изучение детального взаимодействия фюзеляжа ВКС с килем и рулем направления для выяснения этого расхождения.

Отличие экспериментальных форм колебаний основных ЖРД ВКС от данных по симметричной модели также было значительным, особенно для аксиальных видов (асимметричная модель дала более близкие результаты).

Корреляция изгибных колебаний фюзеляжа ВКС была плохая из-за нелинейности характеристик створок грузового отсека. Изменение усилия вибратора при создании этих форм колебаний показало, что частота уменьшается с увеличением усилия.

Все виды колебаний, обусловленные полезной нагрузкой согласовывались плохо. Ни один вибратор не был непосредственно подсоединен к объекту в грузовом отсеке, что создало трудности в изучении видов колебаний полезной нагрузки из-за её взаимодействия с движением ВКС.

В симметричной математической модели не учитывалась линия подвода топлива, являющаяся асимметричным элементом, но результаты расчета по асимметричной модели хорошо согласовывались с экспериментальными данными. Расхождение результатов по некоторым формам колебаний отсека с жидким кислородом объяснялось недостаточной оснащённостью датчиками этого компонента, затрудняющей определения формы колебаний. Улучшение оснащённости значительно сблизило результаты.

Согласованность результатов по частотам и формам изгибных колебаний внешнего топливного бака была хорошей, но в отношении энергии колебания бака не были доминирующими, как предсказывалось. По другим формам колебаний корреляция была хорошая.

Расчет и испытания модели ВКС в масштабе 1/4 показали, что при наличии внутреннего давления в РДТТ их частоты колебаний увеличиваются приблизительно на 20%, что объясняется повышением жесткости корпуса. Давление в РДТТ моделировалось при натурных испытаниях, однако этот эффект не проявился. Осевые формы колебаний РДТТ показали, что на РДТТ приходится значительно большая доля кинетической энергии, чем ожидалось. Изгибные колебания РДТТ плохо согласуются с результатами расчетов (возможно, из-за неточной математической модели конструкции, связывающей РДТТ и топливный бак).

Очень хорошо согласуются результаты для системы ВКС — топливный бак. По основным видам колебаний РДТТ имело место значительное расхождение результатов, что объясняется неточностью математического представления их связи с топливным баком.

Одной из проблем оказалось попадание дождевой воды, скопившейся на крыше здания, в конструкцию МВКА. Потребовалось, в частности, дре-

нировать конструкцию кия для удаления ~120 л воды.

Пренебрежимо слабая зависимость частоты колебаний РДТТ от его внутреннего давления имеет несколько объяснений, из которых наиболее правдоподобным представляется следующее. Из-за температурного удлинения топливного бака в условиях эксперимента деформируется обшивка РДТТ в зоне соединения с баком (при реальном запуске МВКА температура топливного бака значительно ниже). Кроме того, в аналитической модели считается, что передний узел соединения бака и РДТТ представляет собой сферический шарнир, тогда как испытания показали, что эта модель неверна. Эти факты объясняют ряд аномальных явлений.

Резонансная частота ~23 Гц юбки РДТТ оказалась неприемлемой, но этот недостаток легко устраняется модификацией ее конструкции, увеличивающей частоту сверх 37 Гц.

Считается необходимой доработка системы испытаний и анализа МВКА, в частности уменьшение числа вибраторов и сокращение времени подготовки приборного оборудования к работе.

Очевидное решение проблемы не найдено, одна из концепций предусматривает использование робота, оснащенного микропроцессором и датчиками и передвигающегося по конструкции для получения необходимых данных.

Вопросы сложности испытаний и обеспечения качественной информации могут быть решены применением вычислительной техники. Должны быть улучшены существующие методы качественной и количественной оценки результатов эксперимента в реальном масштабе времени. Главной целью при использовании существующих технических средств является создание математической модели МВКА на основе данных улучшенного эксперимента.

Частоты колебаний (в Гц) компонентов МВКА "Спейс Шаттл", измеренные при наземных вибрационных испытаниях

Формы колебаний	Симметричные	Антисимметричные
МВКА в момент выгорания зарядов РДТТ		
РДТТ, изгиб, Z	9,91	—
РДТТ, изгиб, Z + изгиб ВКС, Y	3,58	—
РДТТ, изгиб, Z + бак, изгиб, Z	—	7,5
РДТТ, изгиб (сдвиг по фазе), Z + бак, изгиб, Z	—	9,7
РДТТ, изгиб, Y, Z + бак, изгиб, Z	—	18,62
РДТТ, изгиб (вторая форма), Z	13,7	—
РДТТ, изгиб (вторая форма), Z + ВКС, рыскание	—	11,82
РДТТ, изгиб, Y, креп	—	7,9
РДТТ, изгиб, Y + ВКС, изгиб, Y	11,04	—
РДТТ, изгиб (вторая форма), Y	18,35	—
Форма колебаний «гиртрейн» («geartrain»)	—	2,48
РДТТ, тангаж	4,78	—
РДТТ, тангаж и крен	2,54	—
РДТТ, рыскание	—	4,19
РДТТ, кручение	—	17,57

Формы колебаний	Симметричные	Антисимметричные
Бак, изгиб, Z	—	12,49
Оболочка бака	16,0	—
Купол отсека O ₂ , выпучивание	7,68	—
Купол отсека O ₂ , выпучивание	12,08	—
Отсек O ₂ , выпучивание (вторая форма)	16,04	—
ВКС, изгиб, Y	3,39	—
ВКС, изгиб, Y + РДТТ, тангаж и крен	8,89	—
ВКС, изгиб, Y + кабина экипажа, изгиб, Y	13,33	—
ВКС, изгиб (вторая форма), Y	14,55	—
ВКС, вдоль X	6,46	—
Кабина экипажа, Z	—	13,3
Кабина экипажа, рыскание	—	14,1
Передний груз в отсеке, Z	—	6,81
Задний груз в отсеке, Z	—	8,47
Задний груз в отсеке, X	15,08	—
Отклонение элевона	—	15,7
ЖРД, по X	21,76	—
ЖРД, по X (верхний в противофазе к нижнему)	30,38	—
Верхний ЖРД, по X	31,53	—
Верхний ЖРД, тангаж	28,75	—
ЖРД № 3, Y	17,83	—

МВКА при старте

РДТТ, крен — тангаж	2,05	—
РДТТ, рыскание	2,65	2,08
РДТТ, тангаж, крен; ВКС, изгиб, Z	—	2,24
Бак + ВКС, крен	—	2,46
РДТТ, тангаж + крен	3,02	—
ВКС, тангаж, РДТТ, Y (первая форма изгиба)	3,22	—
РДТТ, X	—	3,36
Форма колебаний «гиртрейн»	—	3,51
РДТТ, X + рыскание	3,86	—
РДТТ, крен + изгиб, Y; ВКС, рыскание	—	4,09
Топливопровод, X	4,38	—
РДТТ, изгиб, Z и Y + крен	—	4,67

Формы колебаний	Симметричные	Антисимметричные
ВКС, рыскание	6,41	4,96
Крыло, изгиб (первая форма)	—	5,10
РДТТ, изгиб, Z (первая форма)	5,25	—
ВКС, Y; РДТТ, Y	—	5,44
РДТТ, изгиб, Y (первая форма)	—	5,53
ВКС, рыскание	5,62	—
ВКС, тангаж + по X	6,70	—
РДТТ, рыскание + изгиб, Z	6,99	—
Киль, тангаж + верхний ЖРД, тангаж	—	7,36
Бак, изгиб, Z	7,41	—
ЖРД № 3, тангаж	7,74	—
Отсек O ₂ (первая форма)	—	8,30
Фюзеляж, кручение + изгиб, Z	—	8,30
РДТТ, изгиб, Y (вторая форма)	8,46	10,08
ВКС, тангаж	8,99	—
Верхний узел крепления бака, кручение	—	9,24
РДТТ, изгиб, Z (вторая форма)	11,91	10,60
Отсек O ₂ (вторая форма)	12,39	—
Киль, кручение	—	13,88
Груз в отсеке, по X	14,48	—
Бак, крен	—	14,55
РДТТ, кручение + бак, кручение	—	14,7
РДТТ, кручение (первая форма)	14,82	—
Отклонение элевонов	14,83	—
Купол отсека O ₂ , выпучивание	15,8	—
Кабина экипажа, тангаж	16,10	—
Топливопровод, по X + ЖРД, по X	16,17	—
РДТТ, изгиб, Y (третья форма)	—	16,78
Кабина экипажа, Z	—	17,51
РДТТ, по X	18,93	18,88
ВКС, изгиб, Z (вторая форма)	—	21,59
РДТТ, изгиб, Y (четвертая форма)	—	23,80
РДТТ, изгиб, Z (третья форма)	—	24,73
ЖРД, по X	27,4	—
Верхний ЖРД, по X	31,18	—
Верхний ЖРД, по X	34,68	—

Референт Р. А. Булыгина

„ТИ“, ОНТИ ЦАГИ, 1981, № 18, 1—31.

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

Технический редактор Т. Ф. Рыкун

Корректор Л. Д. Курдюкова

Сдано в набор 28.08.81.
Высокая печать.

Подписано в печать 29.10.81.
Бум л. 2.

Усл. печ. л. 4.

Формат бумаги 60×90¹/₈.

Уч.-изд. л 4,65.

Типографская № 1.

Тираж 2631.

Гарнитура литературная.
Цена 55 коп.

Типография ЦАГИ. Зак. 1429.

