

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Анализ усталостных разрушений авиационных конструкций	1
Инженерный метод расчета роста трещины в конструкции маневренного самолета при его проектировании по принципу безопасности повреждений	5
Эксплуатационная долговечность конструкций планера самолета	11
Рост усталостных трещин в алюминиевых сплавах 2024-T3 и 7475-T761 в условиях нагружения, имитирующих эксплуатационные	18
Системы оптимизации режима полета гражданских самолетов	23

УДК 629.735.33 : 620.17

АНАЛИЗ УСТАЛОСТНЫХ РАЗРУШЕНИЙ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ*

В истории авиации известен ряд катастроф, обусловленных разрушением отдельных элементов и конструкций вследствие образования усталостных трещин. Признание этого факта уже много лет назад привело к тому, что в требования, предъявляемые к нормам усталости на этапе проектирования, стали включать такие процедуры, как определение срока службы в условиях усталостного нагружения и оценка летной годности самолета. Последнее зависит от многих факторов, отображающих сложность авиационных конструкций и эксплуатационные условия. Здесь можно выделить по крайней мере четыре момента:

1. Проектирование на современном уровне с прочностным расчетом методом конечного элемента и определением критических размеров повреждений, например, усталостных трещин, с учетом необходимости получения эффективной конструкции, не требующей трудоемкого обслуживания.

2. Систематические испытания силовых конструкций для определения усталостных характеристик также с обязательным определением критических размеров повреждений. В настоящее время имеется тенденция к более реалистичному моделированию эксплуатационных напряжений и к использованию основ механики разрушения для интерпретации причин аварий.

3. Регулярный осмотр находящихся в эксплуатации самолетов со сбором большого объема данных, касающихся выхода из строя различных элементов конструкции. Данная информация иногда подкрепляется полным осмотром отдельного самолета.

4. Ведется анализ причин аварий и катастроф после разрушения.

В настоящей статье делается попытка показать на ряде примеров, почему происходят непредвиденные усталостные разрушения при испытаниях и во время эксплуатации, и продемонстрировать эффективность комбинирования теории механики разрушения с количественной фрактографией при оценке размеров повреждений.

В Англии основные агрегаты практически всех самолетов проходят усталостные испытания. Диа-

пазон испытаний варьируется от испытаний простых образцов до испытаний целых крыльев с моделированием эксплуатационного нагружения. При испытаниях часто проявляются усталостные трещины, причем в самых неожиданных, недоступных для осмотра местах конструкции. Как следствие наблюдать за поведением подобных трещин во время испытаний оказывается сложным делом.

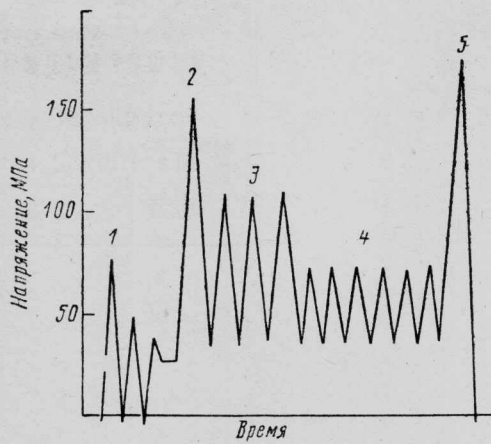
Анализ разрушения основан на двух методах: количественной фрактографии и расчете скорости распространения усталостных трещин с использованием теории механики разрушения. Метод количественной фрактографии основывается на выявлении меток на поверхности усталостного разрушения и на корреляции расположения этих меток с последовательностью прикладываемых нагрузок. Таким образом, из анализа поверхности разрушения может быть определена зависимость скорости развития трещины от ее размера. Сложность состоит в установлении соответствия наблюдаемых бороздок и прикладываемых нагрузок.

Общепринятым в настоящее время инструментом расчета развития усталостных трещин является линейная механика разрушения, использующая хорошую корреляцию между скоростью развития трещины и коэффициентом интенсивности напряжений в вершине трещины. Ниже будет проведен анализ трех случаев разрушений авиационных конструкций в сравнении методов количественного фрактографического анализа и линейной механики разрушения.

При усталостных испытаниях преждевременно разрушился кронштейн шасси. Программа испытаний состояла из блоков нагрузок при нормальных и жестких (с превышением на 10% нормального уровня нагрузок) посадках (рис. 1). Из рис. 2 видно, что расстояние между бороздками увеличивалось по глубине трещины и резко менялось с изменением уровня нагружения, причем в диапазоне трещины 0,5—8 мм фрактографический метод хорошо согласуется с расчетом, основанным на механике разрушения (рис. 3). Построенная по полученным данным кривая развития трещины показала, что трещина возникла намного раньше, чем ожидалось. Причина была найдена в механическом дефекте кронштейна, что повысило коэффициент концентрации напряжения с 2,0 до 2,5 и сократило в 4 раза долговечность до образова-

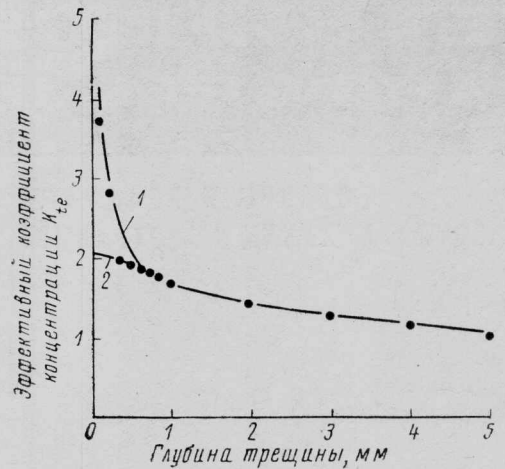
* Peel C. J., Forsyth P. J. E. The analysis of fatigue failures.

In „ICAS-80—0.3“, p. 18—29.



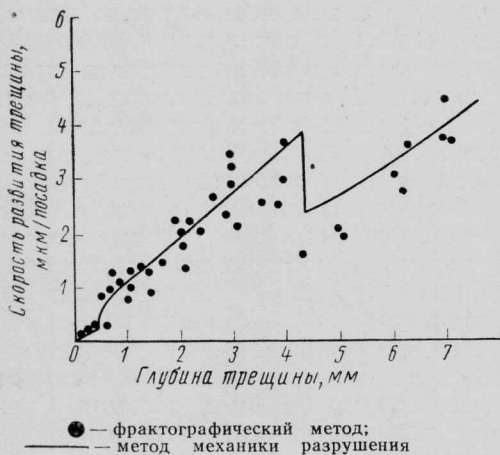
1—взлет и посадка; 2—торможение; 3—руление;
4—развороты; 5—раскрутка двигателя

Рис. 1. Стандартная программа нагружения для испытания шасси транспортного самолета



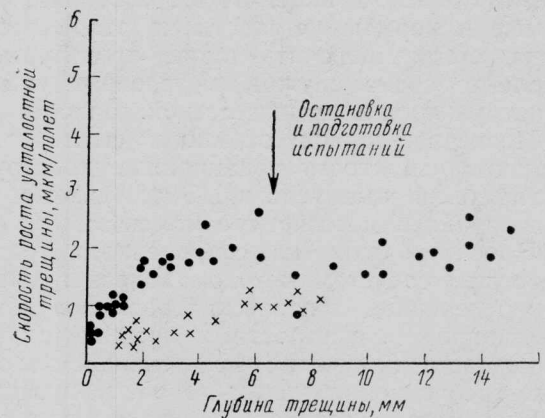
1—микроскопическое повреждение при обработке, $K = 2,5$; 2—расчетный (макроскопический), $K_t = 2$

Рис. 4. Эффективный коэффициент концентрации напряжений, определяемый при помощи фрактографического анализа вблизи зарождения трещины



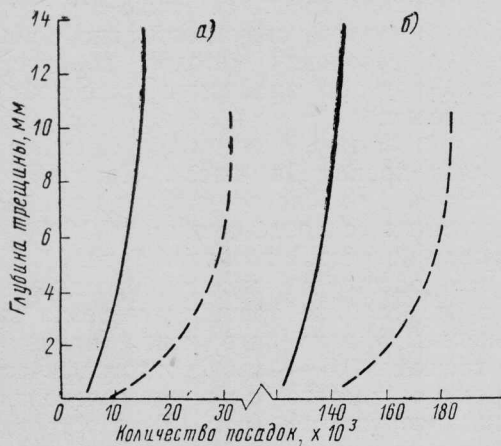
● — фрактографический метод;
— метод механики разрушения

Рис. 2. Скорость развития трещин в шасси, определяемая методами механики разрушения и количественной фрактографии



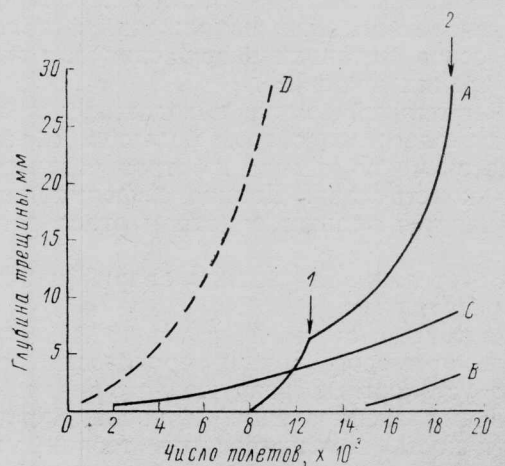
● — отверстие А; × — отверстие С

Рис. 5. Скорость роста усталостных трещин у двух отверстий в крыле военного самолета



— развитие трещины с механическим дефектом конструкции;
--- развитие трещины с дефектом металла

Рис. 3. Фактические (а) и расчетные (б) длительности развития трещин в конструкциях шасси



1—остановка и подготовка испытаний;
2—окончание испытаний

Рис. 6. Развитие трещины у высоконагруженного отверстия (А) и двух низконагруженных отверстий (В и С). Кривая D — комбинация раннего возникновения трещины у низконагруженного отверстия (С) с высоким напряжением

ния трещины (рис. 4). Этот анализ показал, что при наличии механических или металлургических повреждений в конструкции типа шасси очень важно осуществлять надежный контроль.

Во втором случае испытывалось крыло военного самолета. После усталостного периода испытаний исследовалось развитие трещины от отверстия под заклепку. Методом количественной фрактографии был построен график зависимости скорости развития трещины от ее глубины (рис. 5). Как и в первом примере, было обнаружено резкое изменение скорости развития трещины, но в данном случае это было связано с ремонтом крыла для продолжения испытаний на развитие трещины. Построенная интегральная кривая развития трещины (рис. 6) позволяет определить безопасную наработку крыла с трещиной и демонстрирует сдерживающее влияние остановки испытаний. Кривая *A* представляет развитие трещины от отверстия в зоне с высоким напряжением, а кривые *B* и *C* — с низким. Из рис. 6 видно, что раннее образование трещины *C* объясняется либо дефектом материала, либо механическим повреждением отверстия. Кривая *D* гипотетически представляет худший вариант — некачественное отверстие и высокий уровень напряжений. На этом примере легко продемонстрировать различные методы проектирования. Традиционный метод расчета усталостной долговечности ограничивает наработку конструкции до появления трещины *A* делением на коэффициент безопасности (примерно равный 5). Принцип безопасности повреждений требует определения периода осмотра, гарантирующего обнаружение трещины *A*. Современное проектирование по принципу допустимого повреждения учитывает комбинацию высокого напряжения и некачественную конструкцию (кривая *D*), что является гарантией безопасности для всей конструкции.

В третьем случае была сделана попытка анализа разрушения, произошедшего в эксплуатации. Фрактографический анализ таких разрушений весьма затруднен частично вследствие большой нерегулярности нагрузок, частично из-за влияния окружающей среды на поверхность. Кроме этого, сложно восстановить историю нагружения конструкции, потерпевшей катастрофу. По этим причинам затруднен анализ и методами механики разрушения. Лишь некоторые части авиационной конструкции типа фюзеляжа транспортного самолета имеют регулярное нагружение.

На крыло в полете действует турбулентность атмосферы, а у боевых машин, кроме этого, значительные маневренные перегрузки. На конструкции, подвергающейся регулярным нагрузкам, можно видеть четкие бороздки. Высокочастотные «нагрузки» увидеть весьма трудно, но полетные полеты вполне поддаются расшифровке. Это не относится к боевым самолетам, у которых большие маневренные нагрузки не дают возможность идентифицировать полетную полосу на поверхности разрушения. В качестве примера был рассмотрен разрушенный лонжерон хвостового оперения транспортного самолета. На поверхности разрушения четко видна полоса, отражающая резкий скачок трещины. Кривая развития трещины была построена, исходя из предположения, что скачок и другие видимые бороздки характеризуют один полет.

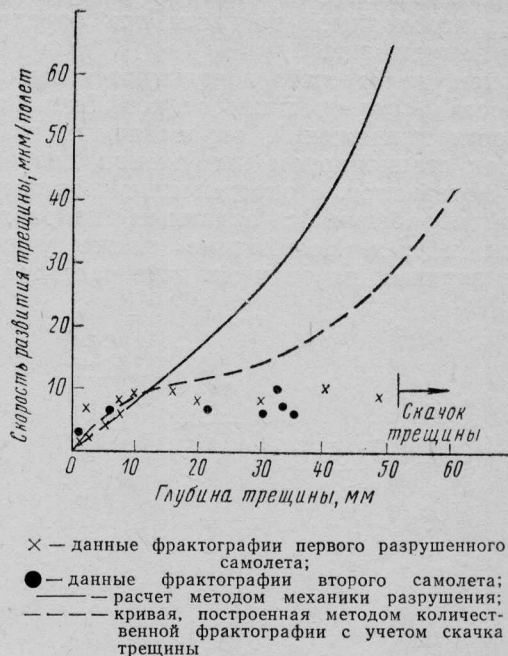


Рис. 7. Сравнение методов механики разрушения и количественной фрактографии

Это предположение частично подтверждается расчетом, проведенным с помощью механики разрушения (рис. 7).

Из рис. 7 видно, что механика разрушения хорошо описывает скорость роста трещины для малых трещин и завышает для больших. Исходя из анализа методов исследования и программ нагружения, можно сказать, что фактическая скорость роста трещины должна иметь величину, промежуточную между результатами двух рассматриваемых методов анализа.

Интегрирование двух кривых (рис. 7), несмотря на некоторое их расхождение, дает очень близкие зависимости глубины трещины от наработки.

Анализ развития трещин методом механики разрушения связан с некоторыми трудностями. Первое — описание нагрузок в рассматриваемом элементе конструкции. Для проведения испытаний и расчета необходимо иметь повторяемость нагрузок, очень точно характеризующую эксплуатационное нагружение. Сложность авиационной конструкции и изменяющиеся условия эксплуатации, особенно для военной авиации, делают эту проблему весьма трудной. Второе — рабочие нагрузки нужно представить в виде распределения напряжений в элементе. В настоящее время это производится методом конечного элемента, дающим результаты с ошибкой меньше 5% для важнейших агрегатов. Трудность возникает также в связи со сложностью конструкции, где, как правило, имеет место многоосное нагружение и применяются различные материалы. Третье — в механике разрушения используется коэффициент интенсивности напряжений K , учитывающий геометрию элемента и форму фронта трещины. В настоящее время имеются справочники, позволяющие определять эти поправки K с точностью 10% для основных компонентов конструкции, но на практике имеются и другие не поддающиеся точному расчету факторы, как остаточные напряжения, перераспределение нагрузки, износ соединений, пласти-

ческая релаксация. Эти факторы затрудняют достижение необходимой точности при определении уровней напряжений.

Наконец, для расчета используются зависимости скорости роста трещины от коэффициента интенсивности напряжений, определяемых из испытаний при стационарном нагружении для определенных материалов, с определенными типами термической обработки, с заданным направлением прокатки и т. д. Необходимо также учитывать влияние водяных паров и наличие раствора соли.

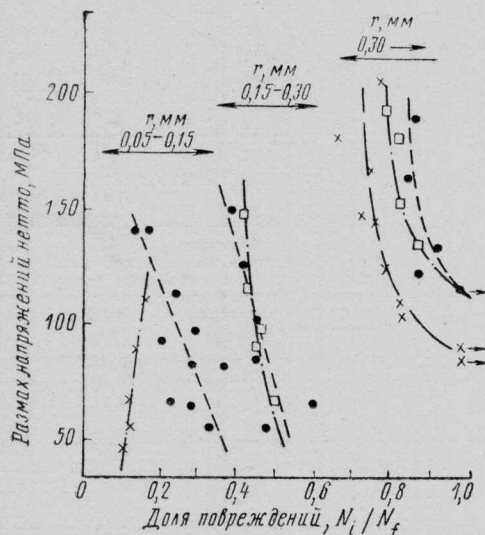


Рис. 8. Доля повреждения N_i/N_f до образования усталостной трещины глубиной 0—15 мм при различных радиусах (r) и глубинах концентратора (\times —6,4 мм; \bullet —3,2 мм; \square —1,3 мм)

Требуются экспериментальные данные и по взаимодействию нагрузок. Если ошибка в определении коэффициента интенсивности напряжений равна 10%, то скорость развития трещины будет вычислена с ошибкой примерно в 30%. Перечисленные факторы еще более увеличивают ошибку расчета. Если же напряжения определяются по фрактографическим замерам скорости развития трещины, то рассеяние напряжений будет меньше, чем рассеяние замеренной скорости развития трещины.

С другой стороны, использование количественной фрактографии также имеет свои ограничения. Как было уже замечено, трудно определять усталостные бороздки на поверхности разрушения и отличать их от скачков трещины. Механизмы этих двух явлений различны. Как было показано, если наблюдаются и бороздки, и скачки трещины, то необходимо скорость развития трещины определять, учитывая и скачки, так как иначе она окажется заниженной. Было замечено, что скачки тре-

щины происходят тогда, когда в некоторой части фронта трещины достигается критическое значение K_{Ic} или K_c . Так как с изменением формы трещины меняется коэффициент интенсивности напряжений, то в дальнейшем трещина может развиваться стабильно. Скачок трещины может нести дополнительную информацию, позволяя связывать расположение бороздок с историей нагружения. Метод количественной фрактографии имеет также ограниченное применение при очень малых размерах трещины из-за невозможности определения бороздок. Хотя существует аппаратура для распознавания бороздок шириной 3 нм, но из-за загрязнения поверхности разрушения можно идентифицировать бороздки только шириной 100 нм. Необходимо также напомнить, что существуют другие механизмы разрушения без образования бороздок. В этом случае ясно видно преимущество методов анализа, основанных на механике разрушения.

Наибольшие неприятности доставляют те разрушения, которые по данным эксперимента и расчетов наименее вероятны. Эти неожиданные разрушения можно объяснить двумя особенностями явления усталости. Прежде всего долговечность, зарождение и длительность развития трещины обратно пропорциональны расчетным напряжениям (напряжение в МПа на 1 г) в степени от 6 до 8. Увеличение напряжений на 10% сверх ожидаемого может привести к уменьшению долговечности наполовину. Неожиданные разрушения, наблюдаемые после испытаний, можно объяснить неадекватностью условий нагружений в эксплуатации и в эксперименте. Вторая особенность, менее предсказуемая, — влияние чистоты поверхности и качества материала в используемой конструкции на период образования трещины. Отрицательное влияние чистоты поверхности и качества материала может свести на нет запас по напряжениям. Это положение иллюстрируется на рис. 8, где относительная наработка дана как функция уровня напряжений и радиуса надреза у отверстия. Острый надрез, металлургический дефект, коррозионная раковина или поврежденное заклепочное отверстие вызывают раннее образование усталостной трещины.

Таким образом, количественная фрактография усталостных разрушений с появлением механики разрушения за последнее десятилетие сделала большой шаг вперед. В то же время сама техника фрактографического анализа позволяет сейчас весьма детально исследовать поверхности разрушения. Новые материалы и усовершенствованные методы проектирования, по-видимому, уменьшат вероятность усталостного разрушения в будущем.

Референт А. Г. Козлов.
Редактор В. Г. Лейбов.

ИНЖЕНЕРНЫЙ МЕТОД РАСЧЕТА РОСТА ТРЕЩИНЫ В КОНСТРУКЦИИ МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА ПРИ ЕГО ПРОЕКТИРОВАНИИ ПО ПРИНЦИПУ БЕЗОПАСНОСТИ ПОВРЕЖДЕНИЙ*

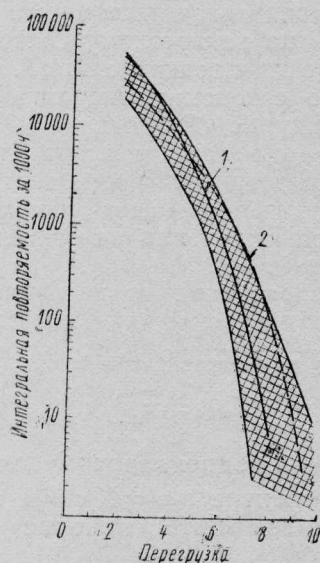
В соответствии с методологией ВВС США по обеспечению безопасности повреждений конструкций предполагается, что во всех силовых элементах имеются начальные трещины. В этой связи первостепенную важность приобретает вопрос о точном расчете распространения трещин в конструкции планера. Так, при расчете безопасно повреждающейся конструкции истребителя необходимо исследовать множество критических зон.

Для развития существующего ныне метода расчета роста трещин в данной работе предлагается установление связи между скоростью роста трещины da/dF для случайного спектра полетного нагружения и удельной величиной коэффициента интенсивности напряжений на единицу напряжения «а». Эта зависимость хорошо согласуется с результатами испытаний образцов из алюминиевого сплава типа 2024-T3 при нагружении по случайному спектру.

В процессе исследования в основном использовался маневренный спектр нагрузок для самолета А-10, состоящий из 262 000 циклов (соответ-

ствующий спектру нагружения самолета А-10А. Он содержит 394 000 циклов за срок службы и отражает область нагрузок, которую может иметь за этот период самолет этого типа. Воспроизведение последовательности полетного нагружения в испытаниях проводилось на ЭВМ с использованием генератора случайных чисел примерно для 200 типов маневров, из которых формировался спектр нагружения с учетом уменьшения массы самолета за полет.

Образцы с номинальной толщиной 6,4 мм изготовлены из сплава 2024-T3511. Испытано несколько типов образцов с круглыми отверстиями без



1 — исходная повторяемость перегрузок самолета А-10А; 2 — повторяемость нагрузок самолета А-10А, полученная по этапу эксплуатации

Рис. 1. Повторяемость нагрузок для истребителей

вующих одному сроку службы), полученных с учетом последних полетов. Данный спектр является наиболее жестким для современных истребителей. Он показан на рис. 1. На этом же рисунке показан спектр нагрузок, принятый расчетным для

* Levy M., Kuo A. S., Grube K. P. A practical method for predicting flight-by-flight crack growth in fighter type aircraft for damage tolerance assessment.

In „ICAS-80—19.2“, p. 666—675.

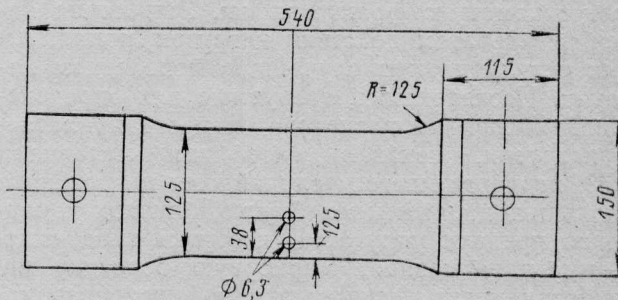
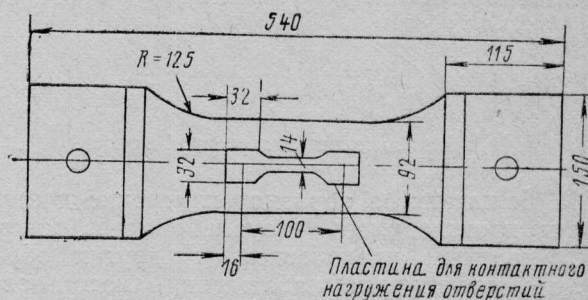


Рис. 2. Типовые образцы (размеры в мм)

передачи контактной нагрузки (заполненные или полые отверстия) и образцы с передачей контактной нагрузки. Образцы с передачей нагрузки изготавливались с допуском для заклепки внутри отверстия от $-0,04$ до $+0,06$ мм. Типичная геометрия образцов показана на рис. 2. На каждом образце был предварительно сделан надрез в виде четверти круга в углу отверстия. Надрез делали с помощью электрического разряда под углом 45° на отверстии с диаметром меньшим, чем диаметр отверстия окончательного размера. После нагружения с постоянной амплитудой и выращивания усталостной трещины заданного размера отверстие рассверливалось до номинальной величины. Развитие трещины представлялось в виде зависимости длины поверхностной трещины от наработки при испытаниях. Определение формы угловой трещины в процессе испытаний до окончательного разрушения делалось по фрактографическому анализу поверхности излома образца.

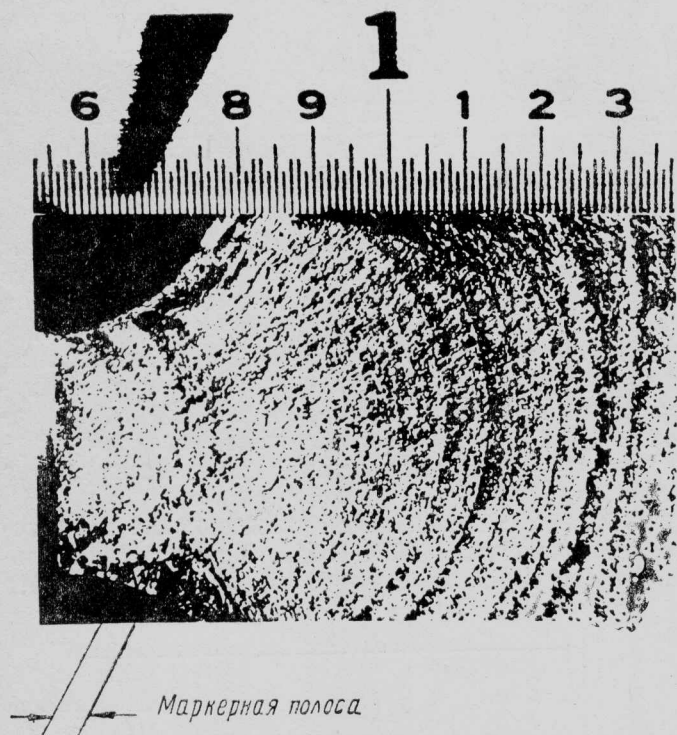


Рис. 3. Излом с маркерной полосой

У большинства образцов измерение длины трещины производилось визуально через микроскоп с 30-кратным увеличением. У других образцов, кроме визуального наблюдения, использовались маркерные линии на поверхности излома, наблюдаемые с помощью фрактографии. Эти линии являются результатом действия нагрузок, прикладываемых регулярно при случайном пополюетном нагружении. Исследования, требуемые для определения типа и порядка последовательности прилагаемых нагрузок, показали, что для материала 2024-T3, подвергающегося случайному нагружению при больших напряжениях брутто, близких к напряжению предела упругости, нагрузка типа «низкая — высокая» создает маркерную бороздку на поверхности излома, отчетливо зафиксировав характер нагружения. На рис. 3 показано типичное развитие трещины с маркерными линиями для образцов этой группы.

В этих испытаниях воспроизведено четыре серии маркерных нагрузок. Каждая серия содержала 1% общего количества циклов 1-го блока, выстроенных в порядке возрастания нагрузки от «низкой» до «высокой». Таким образом, общее количество циклов не изменялось. Последовательность нагрузок, образующих маркер, вставлялась в программу нагружения приблизительно после каждых 25% наработки при испытании. Фрактографический анализ образцов и анализ развития трещины этих образцов показали, что при приложении маркерной последовательности нагрузок никакого аномального развития трещины не наблюдалось. Кривые роста трещины получались затем непосредственно измерением положения маркерных линий с учетом момента приложения маркерной последовательности.

Испытания проводились на электрогидравлической машине с управлением от ЭВМ. Точность воспроизведения нагрузок равнялась $\pm 1\%$.

Прогресс в исследовании усталости и разрушения сделал возможным весьма точное определение развития усталостной трещины. Большой успех принесло использование коэффициента интенсивности напряжений K , характеризующего скорость роста усталостной трещины. Скорость распространения усталостной трещины может быть непосредственно связана с K , потому что он выражает суммарное влияние геометрии и нагрузки на деформацию в вершине трещины. Однако более простым и вполне надежным представляется метод, использующий результаты испытаний, проведенных для конкретных конструкций.

При расчете развития трещины при эксплуатационных спектрах используются модели Уилленборга, Уилера и модель смыкания трещины, учитывающие эффект замедления скорости роста трещины при действии высокой нагрузки. Эти модели, как правило, дают разные результаты. Таким образом, для того чтобы иметь полную уверенность при расчете по этим теориям, требуется их экспериментальная проверка или их модифицирование.

Метод поциклового интегрирования является основным методом расчета развития трещины при любом спектре нагружения. Если анализу подлежат несколько критических зон, нагруженных по тому же или подобному спектру нагрузок, то такой расчет по методу поциклового интегрирования становится трудоемким. В настоящее время для расчета развития трещины в самолетах рекомендуется использовать величину da/dF (рост трещины за полет) вместо da/dN (рост трещины за цикл). Таким образом, поцикловое интегрирование снова необходимо вести по конкретному спектру напряжений, чтобы перейти к величине da/dF . Однако можно значительно сэкономить машинное время, используя величину da/dF , когда она определяется непосредственно по данным испытаний на развитие усталостной трещины. Кроме этого, как будет показано, этот метод может обеспечить оценку другого спектра с другими относительными уровнями напряжений.

Пэрис предположил, что величину da/dN для спектра нагрузок с переменной амплитудой можно представить как функцию \bar{K}_{\max} :

$$\bar{K}_{\max} = \bar{\sigma}_{\max} \alpha.$$

Здесь $\bar{\sigma}_{\max}$ — среднеквадратический уровень напряжений в спектре, а $\alpha (=K/\sigma = \sqrt{\pi a} \gamma)$ — удельный коэффициент интенсивности на единицу напряжения.

В результате дальнейших теоретических исследований была предложена следующая форма уравнения для связи da/dF и \bar{K}_{\max} :

$$\frac{da}{dF} = \frac{c \bar{K}_{\max}^m}{K_c - \bar{K}_{\max}}, \quad (1)$$

где K_c — вязкость разрушения; c и m — эмпирические постоянные, определяемые аппроксимацией экспериментальных данных.

Было показано, что зависимость величины da/dF от K_{\max} можно применять к подобным спектрам.

Как отмечалось выше, \bar{K}_{\max} определяется как $\bar{K}_{\max} = \sigma_{\max} \alpha$, поэтому естественно рассмотреть

также зависимость $da/dF=f(a)$. В одном из расчетов $\alpha=K/\sigma$ было использовано для характеристики развития трещин при нагружении с переменной амплитудой, что должно было избавить от необходимости принимать $\bar{\sigma}_{\max}$ в качестве характеристики спектра. Фактически $\bar{\sigma}_{\max}$ является постоянной для определенного спектра; следовательно, нет никакой необходимости ее учитывать. Для случая подобных спектров ниже предлагаются два метода учета различий уровней напряжений между спектрами. Относительный коэффициент уровней напряжений S , который определяется как отношение максимального напряжения в менее жестком спектре напряжений к максимальному напряжению в более жестком или эталонном спектре напряжений, является индексом для выражения степени жесткости подобных спектров. Слово «подобный» в этом контексте означает, что существует (приближенно) однозначное соответствие между циклами напряжений подобных спектров, и экстремум каждого цикла в спектре может быть получен умножением на масштаб из соответствующего цикла эталонного спектра (как правило, наиболее жесткого).

Один из методов учета уровня напряжений в спектре использует эффективный коэффициент интенсивности напряжений $\bar{\alpha}=Sa$. Величина da/dF тогда определится в формуле через $\bar{\alpha}$, а не через a . Экспериментальные точки $da/dF=f(\bar{\alpha})$ для спектра с различными уровнями напряжений укладываются в узкой полосе. Для зависимости da/dF от $\bar{\alpha}$ предлагается следующая форма уравнения:

$$\frac{da}{dF} = \frac{c\bar{\alpha}^m}{\alpha_c - \bar{\alpha}}. \quad (2)$$

Здесь α_c , c и m — константы, определенные аппроксимацией экспериментальных данных. Следует отметить, однако, что величина α_c зависит от вязкости разрушения материала.

Другой метод учета уровня напряжений спектра предлагает следующее уравнение:

$$\frac{da}{dF} = \frac{c\alpha^m}{S - \alpha} S^n. \quad (3)$$

Если $n=m-1$, уравнение (3) аналогично уравнению (2). α_c , c , m , n — константы, определяемые аппроксимацией экспериментальных данных. Суть уравнения (3) такова, что если $(da/dF)/S^n$ нанести на диаграмму в зависимости от α для спектров с различными S , то данные испытаний должны уложиться в узкой полосе. Несмотря на то, что оперировать с уравнением (3) трудней, оно в действительности представляет большую свободу благодаря постоянной n , которая позволяет найти уравнение, лучше описывающее экспериментальные данные.

Два метода, описанные выше для представления экспериментальных данных da/dF , будут ниже усовершенствованы. Будучи внешне несколько различны, оба уравнения [(2) и (3)] в сущности основаны на одной концепции: da/dF может быть непосредственно выражена через a .

Если получена приемлемая эмпирическая зависимость $da/dF \sim a$, можно использовать нижеописанный метод интегрирования скорости развития

трещины для получения интервала ΔF_i длительности развития трещины от a_{i-1} до a_i :

$$\frac{da}{dF} = f(a), \quad (4)$$

тогда

$$dF = \frac{da}{f(a)},$$

$$\Delta F_i = \int_{a_{i-1}}^{a_i} \frac{da}{f(a)}, \quad i=1, 2, \dots, N. \quad (5)$$

Поскольку a трудно выразить в явной форме как функцию от F и для практических случаев уравнение (5) нельзя просто проинтегрировать, то обычно используют методы численного интегрирования. Суммарная длительность развития повреждения до допустимого размера будет:

$$F_i = \sum_{j=1}^i \Delta F_j. \quad (6)$$

Определенные таким способом пары точек a_i и F_i используются для создания кривой развития усталостной трещины. Ясно, что численное интегрирование уравнения (5) потребует меньше машинного времени, чем метод поциклового интегрирования.

Предлагаемая экспериментальная зависимость $da/dF=f(a)$ является надежным и экономным методом расчета развития усталостной трещины при подобных спектрах, который будет гарантировать безопасность и долговечность самолетов. Было замечено, что взаимодействие нагрузок часто затрудняет точный теоретический расчет развития трещины при спектре напряжений переменной амплитуды. При использовании различных моделей замедления, таких, например, как модели Уилленборга, Уилера и модели смыкания трещины, были получены весьма большие расхождения в длительностях развития трещины. Для обеспечения надежности расчетов любые модели замедления необходимо подтверждать экспериментальными данными. Таким образом, стоимость экспериментальных и аналитических работ становится непомерно высокой. В практическом методе экспериментально определяемая зависимость $da/dF=f(a)$ используется в качестве базы для анализа. Использование экспериментально определенной величины da/dF позволяет избежать аналитических трудностей, связанных с эффектом замедления. Использование da/dF вместо поциклового интегрирования существенно упростило бы расчет и сократило машинное время при анализе группы критических зон, нагружаемых подобным спектром.

Результаты испытаний показаны на рис. 4 в виде кривых зависимостей длин поверхностных трещин от наработки. По экспериментальным точкам построены кривые, полученные аппроксимацией. Кривые на рис. 4 включают размеры реальных начальных дефектов, чтобы иметь возможность исследовать a в широком диапазоне значений. Кроме этого, рассмотрение трещин типа начальных дефектов является важным для наблюдения за изменением формы трещины до того момента, пока она не становится сквозной.

Из анализа изломов видно, что трещина на начальном этапе развития имеет эллиптическую форму. Как правило, большая часть длительности роста трещины приходится на этап доскозной трещины. Поэтому важно учитывать форму трещины

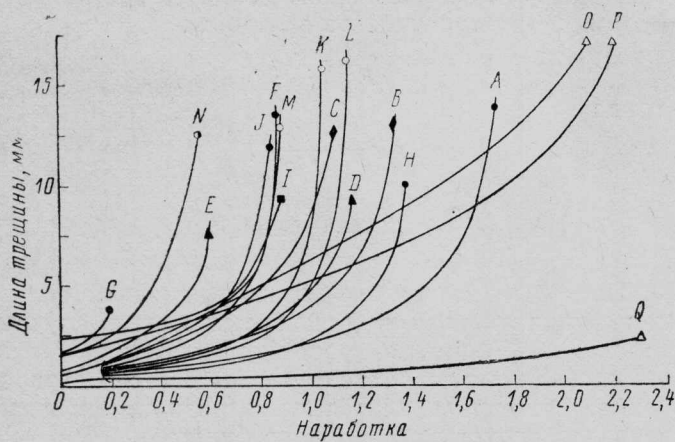


Рис. 4. Кривые роста трещин

для вычисления коэффициента интенсивности напряжений, что находится в противоречии с общепринятой практикой рассматривать угловую трещину как четверть круга. Это обстоятельство особенно важно для относительно утолщенных элементов авиационной конструкции.

Из рис. 4 также видно, что у образцов с большой контактной нагрузкой в отверстии длительность роста трещины оказалась меньшей, чем у образцов с меньшей контактной нагрузкой, и что образцы с заполненным отверстием достигали большей наработки, чем со свободным.

Для аппроксимации зависимости $da/dF = f(\alpha)$ использовался метод полиномов. Приведенный коэффициент интенсивности напряжений на единицу напряжения α вычислялся по известным формулам для угловой трещины. Зависимость $da/dF = f(\alpha)$ определялась по двум методам, рассмотренным ранее.

На рис. 5 изображена совокупность всех точек для спектров с высокими уровнями напряжений, представленных в координатах $da/dF \sim \alpha (S=1)$.

Для определения постоянных в уравнении (2) использован метод наименьших квадратов. Получено следующее уравнение:

$$\frac{da}{dF} = \frac{0,681 (S\alpha)^{2,77}}{1,5 - S\alpha} \quad (S=1). \quad (7)$$

Коэффициент корреляции и средноквадратичное отклонение (СКО) равняются 0,9944 и 0,2500 соответственно.

На рис. 5 нанесены также сплошная линия, воспроизводящая уравнение (7), и две штриховые линии, представляющие доверительную область шириной плюс—минус одно СКО от величины, рассчитанной по уравнению (7). Из рис. 5 видно, что все точки попадают в указанную доверительную область независимо от геометрических факторов. Этот результат, по-видимому, соответствует рассеянию, которое имеет характеристики da/dN для алюминиевого сплава 2024.

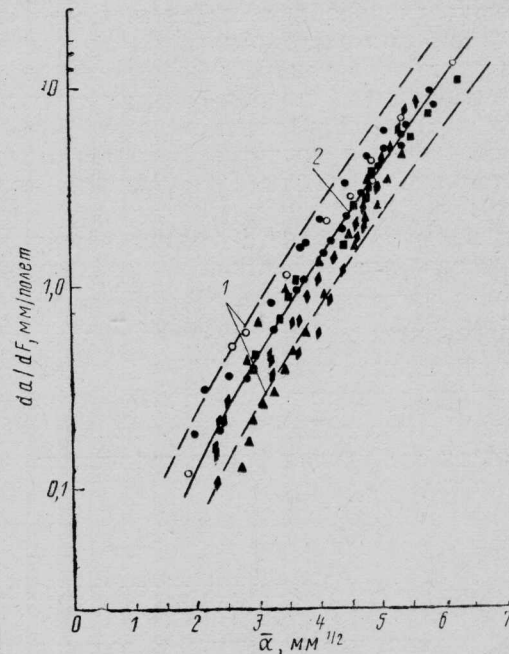
На рис. 6 представлена совокупность точек в координатах $da/dF \sim \alpha$ для спектров «средней жесткости» ($S=0,893$). Уравнения (2) и (3) представлены на этом рисунке сплошными линиями. Уравнение (7) для $S=0,893$ принимает вид

$$\frac{da}{dF} = \frac{0,498\alpha^{2,77}}{1,5 - 0,893\alpha}. \quad (7a)$$

Этот метод учета различий уровней напряжений в спектре несколько отличен от использования уравнения (3). Уравнение (3) записывалось с учетом сохранения той же постоянной c , а показатель m выражался через α только с помощью (7). Показатель n определялся по методу наименьших квадратов. Зависимость (3) со всеми эмпирическими коэффициентами представлена на рис. 6, а также в формуле (8)

$$\frac{da}{dF} = \frac{0,681\alpha^{2,77} S^{4,0}}{\frac{1,5}{S} - \alpha}. \quad (8)$$

Из сравнения уравнений (7) и (8) видно, что показатель $n=4$ в уравнении (8) лучше описывает



1—доверительные границы (1 СКО); 2—уравнение (7);
 ▲—высокая контактная нагрузка;
 ●—заполненное отверстие;
 ■—свободное отверстие;
 ◆—низкая контактная нагрузка;
 ○—характеристика da/dF по толщине образца
 Рис. 5. Характеристика da/dF для «высоконагруженного» спектра

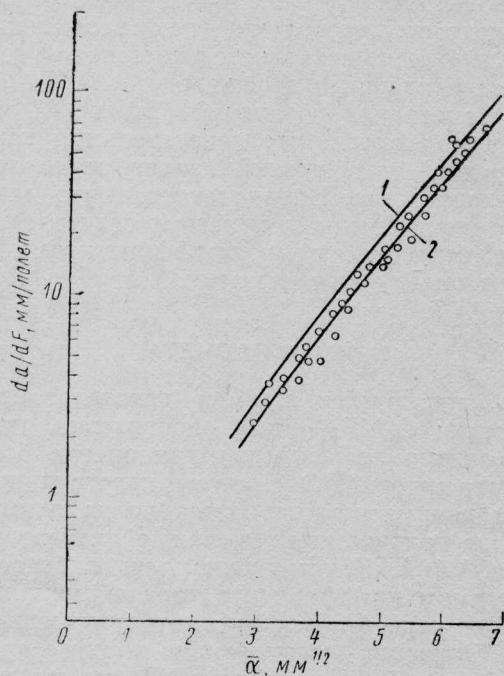
данные для спектров «средней жесткости», чем $n=1,77$, который можно получить из уравнения (7) ($n=m-1=2,77-1=1,77$). Это различие в показателе n отражает истинную меру влияния уровней напряжений, наблюдаемого при испытаниях. Коэффициенты корреляции и стандартные отклонения, характеризующие результаты по спектрам «средней жесткости», для уравнений (7a) и (8) будут 0,363; 1,357 и 0,076; 0,952 соответственно.

Упомянутые коэффициенты корреляции и стандартные отклонения являются статистическими величинами, характеризующими степень связи и приближения между данными испытаний и уравнениями (7a) и (8) соответственно. Небольшое различие между этими величинами указывает на то, что как уравнение (7a), так и уравнение (8) могут хорошо описывать данные испытаний. Однако уравнение (8), как видно из рис. 6, обеспечивает несколько лучшее приближение к экспериментальным данным и предлагает более гибкую форму

учета разброса параметров материала и испытаний. Уравнение (8) преобразовывается в уравнение (7) с $S=1$ (высокий уровень напряжений) и, как было показано, обладает благодаря наличию показателя n большей точностью для описания подобных спектров с разными относительными коэффициентами уровней напряжений S . Прямое значение формулы заключается в том, что при одинаковых α отношение $(da/dF)/S^n$, полученное для спектров с различными относительными коэффициентами уровней напряжений, должно быть одинаковым.)

Необходимо подчеркнуть, что экспериментальные значения в данном исследовании соответствовали различным формам начальных повреждений, разным состояниям нагружения и нескольким геометриям образцов. Однако рис. 5 и 6 вместе с уравнениями (7) и (8) убедительно демонстрируют, что экспериментальные значения da/dF можно хорошо характеризовать единственной величиной — относительным коэффициентом интенсивности напряжений α . На базе уравнений (7) и (8) ниже будет приведен пример анализа развития трещины.

Зависимости (рис. 5 и 6) можно использовать в качестве базовых данных для модификаций и/или доказательства различных теоретических моделей взаимодействия нагрузок. Поскольку длина трещины на различных стадиях развития вычисляется интегрированием зависимости $da/dF=f(\alpha)$, то любые теоретические методы расчета должны определять ее так, чтобы обеспечить совпадение с полосой экспериментальных данных $da/dF \sim \alpha$. Любые отклонения от экспериментальных данных будут требовать корректировки модели взаимодействия нагрузок. Известно, что для хорошего описания эксперимента по модели Уилера требуются различные константы, если образцы имели разную геометрию, хотя и изготовлялись из одного материала и испытывались при подобном или таком же спектре нагрузок.



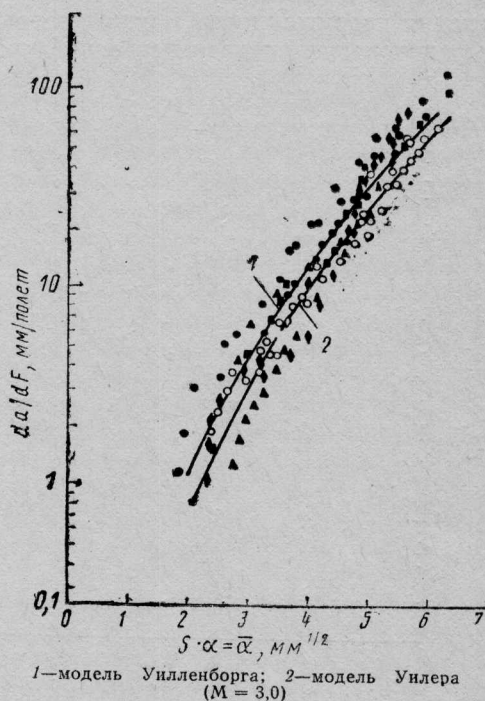
1—уравнение (7а); 2—уравнение (8)

Рис. 6. Зависимость $da/dF=f(\alpha)$ для «среднеквадратичного» спектра

Как видно из рис. 5 и 6, подходящее значение постоянной Уилера может быть выбрано таким, чтобы расчетные значения da/dF попали в полосу экспериментальных данных. Таким образом, можно иметь прямую количественную оценку, учитывая различие образцов при выборе постоянной Уилера.

На рис. 7 показаны две теоретические кривые, полученные методом поциклового интегрирования уравнений Уилера и Уилленборга. Обе кривые достаточно приемлемо согласуются с результатами эксперимента. Для данного сравнения для модели Уилера была взята константа, равная 3,0. На положение этих кривых оказывают влияние характеристики материала da/dN . Расчет по модели Уилленборга можно согласовать с экспериментальными данными лишь изменением этих характеристик материала da/dN , но они должны быть обоснованы статистически. Часто эти характеристики берутся из публикуемых результатов экспериментов, которые непосредственно проводились для исследования трещины при спектральном нагружении.

При использовании постоянных Уилера для лучшего описания эксперимента можно заметить, что расчетные кривые, соответствующие разным значениям постоянной, располагаются приблизительно параллельно. Следовательно, если эта группа кривых оказывается не параллельной полосе экспериментальных точек, то ни одну константу нельзя выбрать так, чтобы расчетная кривая Уилера во всех диапазонах α согласовывалась с экспериментальными данными. Опыт показывает, что уравнение Уилера не отражает вариации скорости роста трещины, наблюдаемые в эксперименте, хотя достижение момента окончательного разрушения может быть определено. Это подтверждает необходимость введения многих констант для описания



1—модель Уилленборга; 2—модель Уилера (M = 3,0)

Рис. 7. Сравнение расчета по методу поциклового интегрирования с экспериментом (темные точки для «высоконагруженного» спектра; светлые точки для «среднегруженного» спектра)

кривых развития трещины. Соответствие между расчетной и экспериментальной кривыми развития трещины часто зависит от правильного определения крайних значений величины da/dF соответственно в области низких и высоких значений a . В целом подтверждение эффективности модели замедления, использующей характеристики da/dF , является сложным делом, часто включающим метод проб и ошибок. Можно также видеть, что в случае применения модели Уилера константа может изменяться при изменении a .

Нередко в течение эксплуатации авиаконструкций происходит изменение условий нагружения. К тому же нагружение может быть различным при натурных испытаниях планера и/или агрегатов. По этой причине особенно важно определять критерий «интенсивности» одного спектра относительно другого и определять эквивалент (степень форсирования испытаний) по мере выяснения изменений в характере нагруженности.

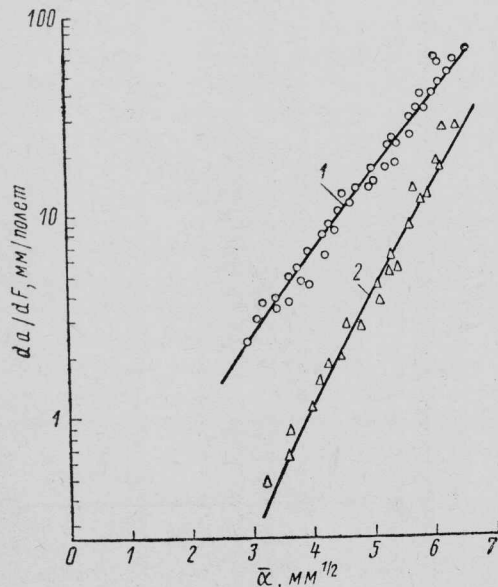
Характеристика $da/dF=f(a)$ была успешно применена для оценки спектра самолета А-10А. Большое значение имеет тот факт, что для исходного спектра самолета А-10А величина da/dF была известна.

На рис. 8 приведены совокупности экспериментальных точек для спектра «средней» интенсивности ($S=0.893$) и принятой структуры. Там же, на рис. 8 представлены зависимости, наилучшим образом описывающие эксперимент. Для анализа спектра, полученного по опыту эксплуатации, использована зависимость (8), а для исходного спектра по методу наименьших квадратов получается следующее уравнение:

$$\frac{da}{dF} = \frac{0,1106a^{4,742}}{1,68 - a} \quad (9)$$

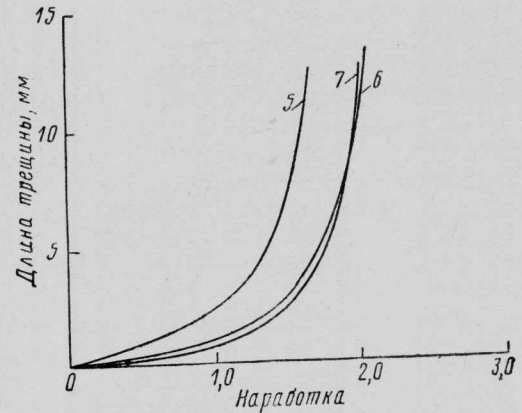
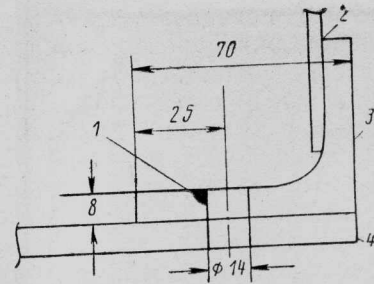
Стандартное отклонение равно 0,078; коэффициент корреляции 0,985.

Изменения нагруженности можно теперь анализировать, используя непосредственно уравнения



○ — для спектра, полученного в эксплуатации;
 Δ — для исходного спектра

Рис. 8. Зависимость для «среднеквадратичного» спектра



1—начальная трещина (0,1×0,1 мм); 2—стенка;
 3—полка лонжерона; 4—обшивка; 5—модель
 Уилленборга; 6—модель Уилера (M = 3,0);
 7—уравнение (8)

Рис. 9. Расчет длительности роста трещины

(8) и (9), учитывая при этом, что «эквивалент» также зависит от принятых начальных и конечных размеров трещины. Подставляя уравнения (8) и (9) в (5) и (6) для расчета величины F_i и a при каждом спектре нагружения, можно построить зависимость длины трещины от наработки. Эти величины использовались для определения эквивалентности спектров, поскольку (как это видно из рис. 8) эквивалент не является постоянной величиной по мере развития трещины.

Из рассмотрения уравнений (7а) и (8) можно сделать вывод о том, что относительный коэффициент уровней напряжений играет определенную роль в эквиваленте. Предполагается, что длительности развития трещины при двух спектрах с различными относительными коэффициентами уровней напряжений будут разными.

ПРИМЕР РАСЧЕТА

Здесь описывается пример использования характеристики $da/dF \sim a$ для определения длительности развития повреждения при оценке безопасности повреждений. Элементом конструкции, выбранным для расчета, является полка лонжерона в одной из критических зон нижней панели крыла самолета А-10А. Конструкция полки работает при относительном коэффициенте уровней напряжений $S=0,924$ и подвергается высоким контактным нагрузкам. Заклепки, соединяющие полку с прилегающей обшивкой, имеют натяг. Полка рассматривается с точки зрения допустимого повреждения как независимый элемент и классифицируется как элемент с медленным развитием трещины. Началь-

ное повреждение было определено как трещина в четверть круга длиной 0,0127 см от кромки отверстия для возможности проведения широкого сравнения между различными методами расчета развития трещины. Аналитическое выражение для da/dF представлялось формулой (8) и интегрировалось по методу Симпсона

$$\left. \begin{aligned} \frac{da}{dF} &= \frac{0,681\alpha^{2,77} S^4}{1,5 - \alpha}, \quad S = 0,924; \\ \frac{da}{dF} &= \frac{0,571\bar{\alpha}^{2,77}}{1,5 - \bar{\alpha}}, \quad \bar{\alpha} = 0,924\alpha, \\ F_i &= \int_{a_{i-1}}^{a_i} \frac{1,5 - \bar{\alpha}}{0,571\bar{\alpha}^{2,77}} da, \quad i = 1, 2, \dots, N. \end{aligned} \right\} (10)$$

Зависимость между величинами a и α использовалась для интегрирования уравнения (10).

Модели Уилленборга и Уилера применялись с использованием метода поциклового суммирования и данных da/dN в виде уравнения Формана:

$$\frac{da}{dN} = \frac{1,799 \times 10^{-7} \Delta K^{3,201}}{(1-R)83 - \Delta K}. \quad (11)$$

Постоянные в уравнении (11) были получены аппроксимацией данных da/dN для плит из материала 2024-T3. Как показано на рис. 9, модель Уилленборга достаточно консервативна, в то время как модель Уилера, по-видимому, дает хороший результат. Однако точность аналитического метода очень сильно зависит от выбранных характеристик материала da/dN . Напротив, метод da/dF связывает непосредственно характеристики развития разрушения в материале и геометрию, представляющую реальную конструкцию.

Необходимо подчеркнуть, что, кроме точности расчета, интегрирование зависимости $da/dF=f(\alpha)$ требует примерно в 15 раз меньше машинного времени.

Референт А. Г. Козлов.
Редактор В. Г. Лейбов.

УДК 629.735.33 : 620.17

ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ ДОЛГОВЕЧНОСТЬ КОНСТРУКЦИЙ ПЛАНЕРА САМОЛЕТА *

Требования интенсивной эксплуатации в течение длительного периода времени вызывают необходимость значительного увеличения расчетного ресурса современных самолетов. Срок службы в 20 лет для ряда военных самолетов считается вполне допустимым. На коммерческих транспортных самолетах малой дальности предполагается достичь чрезвычайно высоких ресурсных характеристик — 25 лет или 90 000 полетов.

В работе рассматриваются пути и средства достижения этих целей. Наряду с выбором материалов и конструкции планера, что, естественно, необходимо для обеспечения ресурсов, удовлетворить этим требованиям можно только при комплексной увязке упомянутых мероприятий с решением других проблем проектирования. В процессе разработки вопросы ресурса должны рассматриваться так же тщательно, как прочность, жесткость и вес конструкции планера.

Два различных издания словаря Уэбстера дают соответственно следующие определения понятия «долговечность»:

«способность существовать в течение длительного времени без значительного ухудшения свойств; сохранение прочности, несмотря на сильный износ и частое использование.

Первое определение применимо к военным самолетам. Военные самолеты по сравнению с пассажирскими совершают сравнительно малое число полетов и находятся остальную часть своего срока службы на земле, испытывая влияние атмосферных условий. Атмосферные условия в некоторых западноевропейских странах могут рассматривать-

ся как чрезвычайно агрессивные. Так, в Голландии, где дождь имеет очень большую кислотность, показатель концентрации водородных ионов рН достигает 4 (рис. 1). Теперь трудно поверить, что первые самолеты F-104 «Старфайтер» начали эксплуатироваться в начале 1962 г. В этом же году был изготовлен последний бомбардировщик В-52 для ВВС США. Оба типа самолета эксплуатируются до сих пор. Это было достигнуто лишь за счет значительных усилий в проведении дорогостоящих модификаций, ремонта и замены основных узлов планера. В связи с этим становится понятным принятие при проектировании срока службы бомбардировщика В-1 от 15 до 20 лет.

Второе определение из словаря Уэбстера применимо к гражданским самолетам, в особенности к тем, которые используются на местных авиалиниях. Например, самолет Фоккер F-27 «Френдшип» (рис. 2) эксплуатируется с 1958 г. Сейчас первые самолеты этого типа еще находятся на авиалиниях, некоторые из них после наработки более 60 000 полетов (максимальное число полетов в парке на данный период составляет около 63 000). В настоящее время инженеры фирмы Фоккер исследуют возможность увеличения срока службы до 90 000 полетов без значительных модификаций. Высокий уровень этого достижения будет понятен, если указать, что каждый полет начинается с разбега длиной 2000 м и взлета, часто с плохо подготовленных ВПП, включая разгон до скорости 185 км/ч. Тот же самый полет заканчивается посадкой и рулежкой на дистанции свыше 2000 м, включая пробег со скоростью 165 км/ч и резкое торможение. Нарботка 90 000 полетов предусматривает 360 000 км пробега по земле, что является достижением, которое в состоянии повторить лишь немногие из современных легковых автомобилей.

* Schliekelmann R. J. Operational durability of airframe structures.

In „ICAS-80—21.2“, p. 702—711.

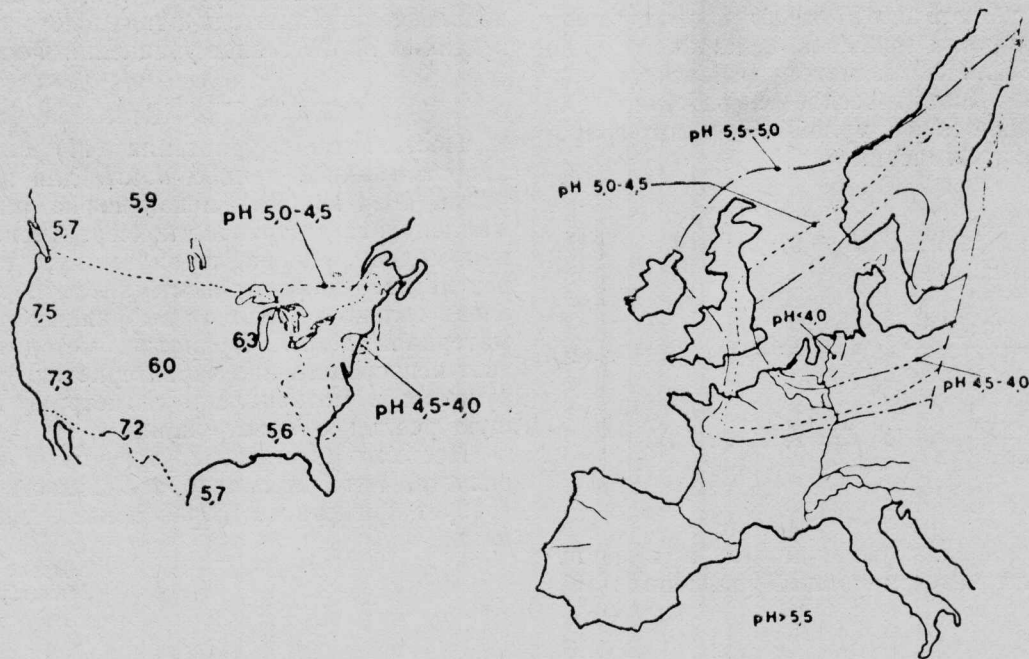


Рис. 1. Степень кислотности в дожде, измеренная в Северной Америке и Западной Европе. Области с величиной показателя концентрации водородных ионов (pH) между 4,0 и 5,0 располагаются в западных частях США и в Европе, охватывая западную часть Англии, север Франции, Бельгию, Голландию, северную половину ФРГ, Данию, юг Норвегии и Швеции; величина показателя pH ниже 4,0 характерна для некоторых областей Голландии и Рурской области

Совершенно очевидно, что такой необычно большой срок службы может быть достигнут лишь при выполнении двух важных условий:

самолет спроектирован таким образом, что за время длительной эксплуатации не возникает катастрофических ситуаций в результате усталостных разрушений в основных агрегатах конструкции;

самолет является объектом постоянного и хорошо организованного обслуживания, что позволяет обнаруживать повреждения, возникающие в процессе эксплуатации, и проводить необходимый ремонт.

Одним из главных аргументов для списания военного самолета было в прошлом несоответствие его боевых качеств строгим требованиям к эффек-

тивности. Второй очень важный аргумент связан с тем, что планер уже не может противостоять воздействию внешних условий, а техническое обслуживание и ремонт не могут сдержать быстрое ухудшение его характеристик, что в конце концов может привести к разрушению конструкции и катастрофе (рис. 3). В течение 1975 ф. г. общая стоимость технического обслуживания ВВС США составила 10 млрд. долл., 25% которых непосредственно связано с предотвращением коррозии. Они включают стоимость контроля и ремонта агрегатов, подвергнутых воздействию коррозии. Доля расходов за 1975 г. вдвое выше по сравнению с 1965 г., в то время как за тот же самый период закупочные цены существенно не изменились.



Рис. 2. Самолет Фоккер F-27 «Френдшип», срок службы которого может быть увеличен до 90 000 полетов, эксплуатируется с обычных, плохо подготовленных летных полос

Основанием для списания гражданского транспортного самолета являются главным образом экономические факторы. Понятно, что способность самолета в парке приносить прибыль определяет экономическую деятельность авиакомпании. Процент заполнения пассажирских мест и/или объемов грузовых отсеков, требуемый для покрытия эксплуатационных расходов самолета на данном маршруте, в сравнении с достигнутым коэффициентом загрузки определяет рентабельность эксплуатации. Если этот коэффициент прибыльности становится очень маленьким, эксплуатация или прекращается, или в эксплуатацию вводятся более приемлемые самолеты. В дополнение к экономическим факторам в настоящее время большое значение придается также вкусам и желаниям общественности. Это могут быть как жители окрестности аэропортов, для которых характеристики шума самолетов имеют особо важное значение, так и пассажиры, которые, без сомнения, предпочитают наслаждаться наибольшим комфортом в полете за данную цену билета. В последние годы проблема шума приобрела такое важное значение, что была включена в нормы летной годности, и управления аэропортов сформулировали обязательные требования и эксплуатационные ограничения для гражданских самолетов с учетом воздействия их акустических характеристик на окружающую среду, несмотря на сильное влияние на экономисту эксплуатации.

Экономика эксплуатации самолета определяется целым рядом факторов и прочность конструкции является всего лишь одним из них.

Прямые эксплуатационные расходы гражданских транспортных самолетов рассчитываются с использованием стандартизированных методов. Факторы стоимости каждого часа полета (или рейсового времени) складываются из расчетов амортизации инвестированного капитала, процентного дохода, стоимости страхования, расходов на летный экипаж вместе со стоимостью технических осмотров и ремонтов и, наконец, последнее, но не менее важное... стоимости топлива. Конструкционные факторы играют в этих расчетах главную, но не исключительную роль с точки зрения стоимости технического обслуживания. Относительный вес конструкции и, как результат этого, весовая отдача, определяют максимальную допустимую нагрузку при заданном максимальном взлетном весе. Другими словами: вес конструкции влияет на количество топлива, требуемое для перевозки заданного груза на заданное расстояние.

Прочностные характеристики планера являются скрытым фактором в капитальных затратах на самолет. Определение амортизационных расходов как элемента прямых эксплуатационных расходов основывается на предположении о некотором наиболее экономичном сроке службы самолета и остаточной стоимости основного капитала, затраченного на самолет. Выбирая новые типы самолетов для своих парков, авиакомпании в прошлом пользовались стандартными правилами при сравнении: какой из самолетов имеет наименьшую начальную стоимость и наилегчайший вес конструкции, а также наименьший расход топлива. Рассчитывая амортизационные и эксплуатационные расходы без учета особенностей конструкции и коррозионной стойкости планера, авиакомпании не предъявляли

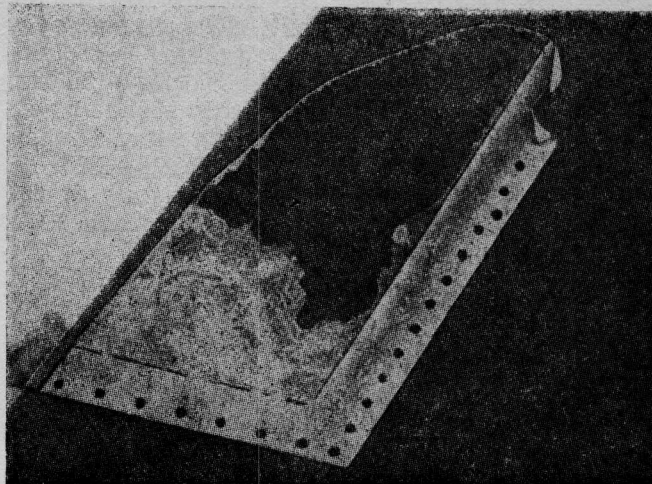


Рис. 3. Передняя кромка стабилизатора после потери из-за коррозии обшивки во время полета

фирмам-изготовителям требований по большому ресурсам и высокой коррозионной стойкости конструкции.

Фирмы-изготовители, специализирующиеся в разработке планеров с большой долговечностью до появления трещин и высокой коррозионной стойкостью, редко пользовались преимуществом при упомянутом подходе авиакомпаний к расчету амортизационных и эксплуатационных расходов. Такая политика привела к созданию поколения гражданских транспортных самолетов, расходы на техническое обслуживание и ремонт которых только в период 1979—1980 гг. составили от 15 до 19% прямых эксплуатационных расходов. Сюда относятся как узкофюзеляжные самолеты со средней и большой дальностью полета, так и широкофюзеляжные транспортные самолеты с большой дальностью полета. Это самолеты того поколения, в котором на борьбу с коррозией приходится около 30% всей трудоемкости технического обслуживания в процессе эксплуатации. Эти работы связаны со снятием периодически всего интерьера кабин и удалением внешнего защитного слоя краски для последующего профилактического осмотра с целью обнаружения коррозии, а также для принятия предупредительных мер по борьбе с ней. Такие трудоемкие работы требуются в первую очередь для минимизации времени неплановых простоев и ремонтов коррозионных повреждений.

Коррозия лишь в последние годы была отнесена специалистами по техническому обслуживанию к главным факторам стоимости. Было выявлено, что связанные с коррозией затраты стран-членов Международной ассоциации воздушного транспорта (IATA) составили в 1976 г. около 100 млн. долл. Энергетический кризис в последние годы и непрерывное повышение цен на топливо привели к резкому увеличению эксплуатационных расходов и уменьшению чистой прибыли авиакомпаний. Авиакомпании делают все возможное, чтобы уменьшить эксплуатационные расходы. С другой стороны, изменяется относительный вклад элементов, составляющих прямые эксплуатационные расходы. Доля стоимости топлива в общих эксплуатационных расходах уменьшает относительное значение такого составного элемента, как стоимость техниче-

ского обслуживания и ремонта. Если стоимость технического обслуживания и ремонта для определенной группы самолетов в период 1979—1980 гг. составила от 15 до 19% прямых эксплуатационных расходов, то эта же стоимость для того же парка самолетов определяется на период 1980—1981 гг. в диапазоне от 11 до 15% возросших эксплуатационных расходов, обусловленных повышением стоимости топлива.

Тем не менее в современных условиях необходимости сокращения излишних расходов, связанных с недостаточной долговечностью, стала особенно острой. Совершенно ясно, что при приобретении нового поколения транспортных самолетов авиакомпания должны принять меры по избежанию ошибок, которые были допущены в прошлом, путем формирования целого ряда требований, касающихся проектирования и доводки конструкций.

Ниже рассматриваются некоторые аспекты основных принципов IATA, связанных с проектированием и техническим обслуживанием самолетов с учетом предотвращения коррозии. При этом необходим более подробный анализ влияния коррозии и долговечности планера на общую стоимость гражданского транспортного самолета. В таблице

Составляющие прямых эксплуатационных расходов для транспортных самолетов с двумя ТРД со средней дальностью полета (около 650 км) при цене топлива в США 1 долл. за 3,78 л. на 1 января 1980 г., рассчитанных по методу, предложенному ассоциацией европейских авиалиний (АЕА)

Статья расходов	Стоимость одного часа рейсового времени, долл.	%
Амортизационные расходы	350,7	12,1
Процентный доход	245,5	8,4
Стоимость страхования	41,6	1,4
Стоимость топлива	901,4	31
Расходы на пилотов	377,5	13
Расходы на обслуживающий персонал пассажирского салона	185,3	6,4
Стоимость технического обслуживания и ремонта:		
стоимость материалов по планеру	71	2,4
стоимость трудовых затрат по планеру	223,1	7,7
стоимость материалов по двигателю	38,8	1,3
стоимость трудовых затрат по двигателю	49,6	1,7
Расходы на навигацию	177,2	6,1
Посадочный сбор	248,2	8,5
	2909,9	100

представлена типичная разбивка прямых эксплуатационных расходов для транспортного самолета со средней дальностью полета (приблизительно 650 км) поколения 1970 г. при цене топлива в США 1 долл. за 3,78 л на 1 января 1980 г., рассчитанных по методу, предложенному ассоциацией европейских авиалиний (АЕА).

Видно, что стоимость технического обслуживания и ремонта планера, материалы и трудовые затраты составляют до 10,3% прямых эксплуатационных расходов. Стоимость ремонта по устранению последствий коррозии современных самолетов в среднем составляет до 8% и может даже составлять 13% прямых расходов по техническому обслуживанию планера. В эти цифры не включены расходы, обусловленные различного рода незапланированными простоями. Такой высокий процент расходов на устранение повреждений от коррозии указывает на недостаточность мероприятий по предупреждению коррозии на стадии проектирования. Из данных таблицы следует, что 8% расходов на коррозию от стоимости технического обслуживания и ремонта планера составляют 0,82% прямых эксплуатационных расходов.

Анализ других типов самолетов, по которым на стадии проектирования проводились интенсивные исследования по предупреждению коррозии, показал, что до 90% упомянутых расходов по устранению последствий коррозии можно было бы избежать. Это означает, что для данного самолета может быть сэкономлено 7,2% стоимости технического обслуживания планера (21,10 долл. на час полета). Что касается стоимости топлива, то это равнозначно экономии топлива на 2,35%. С учетом того, что общая стоимость топлива нового поколения транспортных самолетов предполагается быть ниже на 25—30%, чем у существующих самолетов, соответствующая экономия топлива составит от 3 до 3,3%. Сюда также не включены издержки от незапланированных простоев.

Очевидно, что предупреждение коррозии оказывает значительное влияние на прямые эксплуатационные расходы при эксплуатации самолета. Косвенно предупреждение коррозии имеет еще больший эффект. Во многих случаях коррозия создает очаг усталостного повреждения и, следовательно, может существенно снизить срок эксплуатации самолета. Согласно методу расчета, предложенному АЕА, срок эффективной эксплуатации предполагается быть равным 14 годам при остаточной стоимости основного капитала, равной 0. Если предусмотреть лучшие способы защиты от коррозии, срок рентабельной эксплуатации самолета может стать длиннее на 1 год в расчете АЕА, и расходы на каждый час рейсового времени могут быть на 7% ниже (41,7 долл.), что равнозначно экономии топлива в 6,6% для нового поколения самолетов. Периоды рентабельной эксплуатации, превышающие 15 лет, и более высокая остаточная стоимость основного капитала более вероятны для тех самолетов, при проектировании которых уделялось большое внимание вопросам ресурса.

На стадии проектирования усилия должны быть направлены не только на обеспечение прочности самолета при всех возможных внешних и внутренних нагрузках на конструкцию для сохранения безопасности пассажиров. Должны быть проведены также большие работы по предотвращению повреждений в конструкциях как при действии эксплуатационных нагрузок, так и при воздействии атмосферных условий, отдельно или во взаимодействии, чтобы избежать дополнительных проверок, преждевременных ремонтов или замены агрегатов в период эксплуатации.

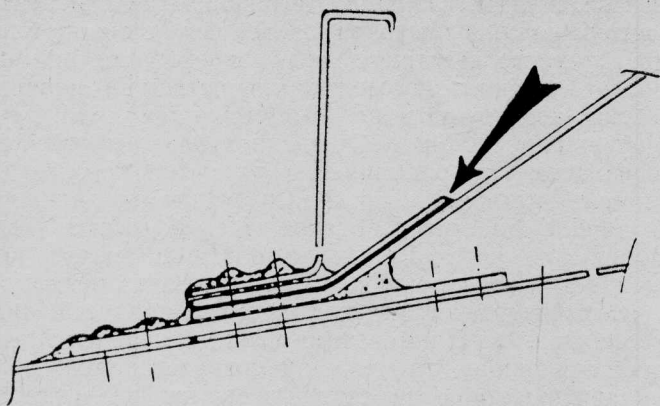


Рис. 4. Сечение зоны соединения гермошпангоута и обшивки, где проникшая влага на границе раздела (указано стрелкой) явилась причиной катастрофической взрывной разгерметизации

При этом рассматриваются следующие основные проблемы. Сплавы металлов, которые обычно используются в конструкции планера из-за благоприятного соотношения прочности /жесткости/ веса, имеют такую структуру, что они очень чувствительны к концентрации напряжений и, следовательно, подвержены усталостным повреждениям. Эти материалы к тому же обладают недостаточной стойкостью к воздействию атмосферных условий и, следовательно, коррозии и требуют специальных мероприятий по ее предотвращению. Необходимо принять во внимание, что небольшие начальные коррозионные повреждения могут явиться исходной точкой для возникновения опасных усталостных повреждений (рис. 4). Мероприятия, связанные с оказанием надлежащего сопротивления как воздействию эксплуатационных нагрузок, так и воздействию атмосферных условий, не могут быть применимы лишь для отдельных элементов конструкции, а требуют системного подхода к решению этого вопроса. Здесь можно выделить следующие этапы:

- определение принципов проектирования;
- выбор материалов для основных агрегатов и определение средств защиты от атмосферных условий;
- определение типов соединений;
- комплексная увязка средств обеспечения ресурса.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРИНЦИПОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

На этом этапе должен быть найден компромисс при выборе оптимальных геометрических параметров конструкции и ее агрегатов для удовлетворения требований, предъявляемых к несущим конструкциям в течение срока службы, а также для минимизации стоимости производства и номенклатуры технологических средств. С точки зрения прочности в обязанности конструктора входит выбор геометрических параметров для обеспечения наиболее равномерного распределения напряжений при нагрузке. С точки зрения стоимости необходимо соблюдать требование сохранения определенного количества отдельных элементов, иметь небольшую, насколько это возможно, так называемую «спецификацию», что приводит к наименьшим расходам на чертежные работы, административ-

ную деятельность в сфере производства, к наименьшим издержкам производства.

Современное производственное оборудование с числовым программным управлением позволяет превратить большие плиты и поковки в сложные элементы конструкции. Без сомнения, этот метод найдет широкое применение при производстве следующего поколения гражданских транспортных самолетов. Тем не менее он имеет ряд ограничений, которые приводят к необходимости использования традиционных методов проектирования и производства. Ограничения касаются ряда аспектов обеспечения ресурса. Большие монолитные агрегаты должны сохранять, насколько возможно, наилучшие свойства материалов, что не всегда реализуется, поскольку исходным материалом для этих агрегатов служат толстые заготовки, которые не так однородны по своей структуре, как тонкие катаные листы. Несмотря на применение новых методов термообработки и улучшение легирования, новые полуфабрикаты имеют направленную чувствительность как к напряжениям, действующим перпендикулярно основному направлению прокатки, так и к атмосферным условиям. Распространение трещин в элементах большой толщины также происходит быстрее, чем в тонких катаных листах, что требует тщательного детального проектирования и применения эффективных методов защиты от коррозии.

С точки зрения эксплуатационных служб не очень целесообразно применять большие монолитные панели и узлы. В случае повреждения, происходящего в результате эксплуатационных поломок или коррозии, ремонт затруднен, и часто замена таких больших панелей неизбежно приводит к большой стоимости из-за длительного простоя и больших трудовых затрат. «Традиционные» методы предусматривают применение составных конструкций, выполненных из тонких катаных листов, а также стрингеров и усиливающих накладок. Вначале такие конструкции соединялись с помощью заклепок.

Эффективное применение различных способов склеивания явилось удачным компромиссом между составными конструкциями, имеющими крепеж, и монолитными конструкциями, которые подвергались фрезерованию. Склеенные соединения эффективны с точки зрения применения в тонких подкрепленных стрингерами панелях, так как, имея хорошую устойчивость, позволяют осуществить экономию в весе по сравнению с заклепочными соединениями. Характеристики выносливости склеенных конструкций намного лучше, чем заклепочных, по причине отсутствия отверстий для креплений.

К сожалению, для многих специалистов по техническому обслуживанию клеевые соединения стали синонимом низкого ресурса. Это обусловлено тем фактом, что применяемые методы склеивания, в частности, методы обработки поверхности до склеивания, явно неудовлетворительны. Хорошей долговечностью будет обладать тот самолет, слабые места которого были предугаданы и в обработку их поверхности под склейку включен процесс анодирования. Нет сомнения, что с точки зрения общезаводских накладных расходов преимущества фрезерованных монолитных конструкций не могут быть достигнуты при склеивании стрингерно-обши-

вочной конструкции. Склеенные конструкции требуют большего количества деталей по сравнению с монолитными. В будущем необходимо достичь компромисса между комплексами характеристик склеенных и монолитных конструкций. Фрезерование предварительно склеенных слоистых металлических конструкций в сочетании с приклеенными в определенных местах стрингерами может удовлетворить как требованиям стоимости, так и требованиям ресурса.

Этот способ применим для обшивки крыльев тяжелых самолетов. Фрезерование монолитных обшивок тонкостенных фюзеляжей мало целесообразно с точки зрения издержек производства, а также удовлетворения требованиям безопасности повреждений. Приклеивание стрингеров и ограничителей распространения трещин является приемлемым решением как с точки зрения веса, так и с точки зрения выносливости и безопасности повреждений. Согласно предложенной ВВС США программе разработки методов склейки силовых конструкций самолетов (программа PABST) приклеивание поясов шпангоутов фюзеляжа к обшивке весьма эффективно. Использование проверенных клеевых конструкций, в частности, в которых применение фенольных клеящих смол сочетается с анодированием, обеспечивает ресурс более высокий, чем у классических заклепочных соединений. Клеевые соединения превосходят заклепочные, в которых каждое отверстие для заклепки является потенциальным источником возникновения коррозии и усталости. На нижней поверхности фюзеляжа, где сбор и отвод конденсата и других жидкостей полностью невозможны, необходимо применение соответствующих герметизирующих прокладок. Хорошо защищенные от воздействия коррозии, склеенные конструкции нижней поверхности фюзеляжа легче и более долговечны, чем соответствующие заклепочные соединения.

ВЫБОР МАТЕРИАЛОВ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ

Что касается выбора материалов для основных агрегатов конструкции, то здесь внимание должно быть направлено на то, чтобы избежать применения алюминиевых сплавов, которые имеют строго направленную чувствительность к воздействию напряжений перпендикулярно и к воздействию коррозии под напряжением параллельно основному направлению прокатки материала.

Материалы, известные своей малой коррозионной стойкостью, как, например, магниевые сплавы, также должны быть исключены из применения в основных агрегатах конструкции. Отдельные элементы конструкции могут быть выполнены из алюминиевых сплавов, но при этом предлагается осуществить целый ряд мер, предупреждающих коррозию, прежде чем они будут применены в силовой конструкции.

Мероприятия, предупреждающие коррозию, являются предметом многих дискуссий. Возможен целый ряд способов решения этой проблемы. Один из путей — это нанесение на металлическую поверхность водонепроницаемого покрытия, которое позволит защитить от воздействия воды алюми-

ниевые сплавы. Склейка этого покрытия с поверхностью должна быть такой, чтобы даже в случае местного механического повреждения покрытия это соединение между покрытием и поверхностью конструкции не было нарушено. По другому методу покрытие позволяет влаге проникать через него. Содержащийся в покрытии хроматный пигмент растворяется в воде и оказывает антикоррозионное действие, которое предупреждает возникновение коррозии, когда влага достигает поверхности конструкции. Этот пигмент медленно исчезает в течение так называемого процесса «выщелачивания». Пигментация создает определенный «разделяющий» эффект, предупреждающий возникновение коррозии также в местах разрывов и кромок покрытия.

В течение длительного времени хроматные краски успешно защищали поверхность самолетов. Но со времени внедрения фосфорно-эфирных гидравлических масел эти материалы перестали удовлетворять предъявляемым требованиям. Химический состав этих масел такой, что смолистая основа старых покрытий в них растворяется. Только высоко полимеризованные смолы достаточно устойчивы к воздействию этих масел. Химически более стойкие смолы устойчивы к воздействию воды, вследствие чего становится незначительным эффект выщелачивания пигмента. Их способность к предотвращению коррозии базируется, следовательно, на упомянутом первом принципе.

Если не принято дополнительных мер, проникаемость покрытия может легко привести к коррозии между покрытием и металлической поверхностью. Это явление известно под названием «нитевидной» коррозии. Данная проблема аналогична проблеме обеспечения коррозионной стойкости для клеевых соединений. Поверхность алюминиевого сплава, создавая хорошую адгезию к клеевому слою или химически стойкому покрытию, должна быть обеспечена коррозионной защитой на границе раздела с тем, чтобы проникающая влага из поврежденных областей, краев панелей или отверстий для заклепочных соединений не могла быть причиной гидратации или последующей коррозии, а также причиной расслаивания. Лучшим способом решения этой проблемы для гражданских транспортных самолетов с большим ресурсом является применение анодирования до нанесения покрытия или до склейки. В этом случае обеспечивается чрезвычайно прочная склейка.

МЕТОДЫ СОЕДИНЕНИЙ

В одном из предыдущих разделов проведено сравнение механических крепежных деталей с клеевыми соединениями. Был сделан вывод, что клеевые соединения обладают исключительной долговечностью, если осуществлена соответствующая обработка приклеиваемой поверхности. Процесс склейки предусматривает проведение предварительной обработки в условиях повышенной температуры и давления. В этом разделе рассматриваются методы соединения, которые используются при сборке таких элементов конструкции, как панели, рамы, днища. Ранее указывалось, что химически стойкие покрытия чувствительны к проникновению влаги при повреждениях во время просверливания отверстий для заклепочных или бол-



Рис. 5. Клеевая смесь холодного отверждения накладывается на хорошо подготовленные подогнанные поверхности, образующие продольный стык фюзеляжа (опыт фирмы Фоккер)

товых соединений, если не предпринималось никаких предохранительных мер. Это требует проведения обработки каждого отверстия для крепежной детали или даже целиком поверхности соединения с помощью хроматного герметизирующего состава.

Применение в широких масштабах герметизирующих составов между хорошо подогнанными поверхностями механических креплений имеет также серьезный недостаток. «Пружинящие» прослойки имеют малую жесткость и снижают трение между соединительными поверхностями, что способствует большей концентрации напряжений в области крепежного соединения и, следовательно, ведет к уменьшению ресурса.

Что касается критических мест, как например, продольные стыки фюзеляжа, то крайне желательно избежать всего, что может привести к уменьшению их ресурса. Поэтому целесообразно заменить упругий и вязкий герметизирующий состав более твердым смолистым составом. Это составы холодного отверждения, которые также используются как склеивающие вещества. Когда такой материал наносится на плохо обработанные поверхности, то снова возникает опасность коррозии.

Как уже рассматривалось выше, при тщательной обработке поверхности для нанесения прочного покрытия или склейки, как минимум с помощью анодирования, составы холодного отверждения не представляют опасности. Они в значительной степени способствуют увеличению долго-

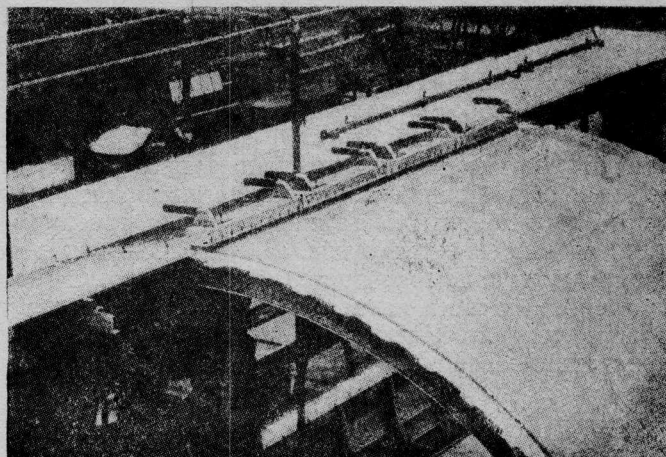


Рис. 6. Выдерживание зоны склейки фюзеляжного продольного клеено-паяного стыка под магнитным прессом до установки заклепок (опыт фирмы Фоккер)

вечности ресурса соединения и всего планера (рис. 5 и 6). В этом смысле вызывает сожаление тот факт, что на основании недостаточного опыта эксплуатации клееклепанных соединений на клеях холодного отверждения, обладающих низким качеством, IATA решила исключить эти соединения из конструкций будущих самолетов. Таким образом, был отвергнут эффективный метод повышения долговечности будущих самолетов.

Клееклепанные соединения с предварительным анодированием поверхностей и фенольной грунтовкой продемонстрировали отличные эксплуатационные качества на более чем 100 самолетах, летающих в различных климатических условиях по всему миру в течение почти 11 лет. К сожалению, это еще один пример того, как требования к будущим самолетам основывались на неудачном, низкого качества опыте вместо использования новейших достижений, очень перспективных для самолетов будущего.

До сих пор речь шла о металлических конструкциях. Нет сомнения, что в конструкциях будущего поколения транспортных самолетов увеличатся масштабы применения перспективных армированных пластиков. Так как армированные пластики очень чувствительны к повреждениям в зонах просверленных отверстий, то применение клеев горячего или холодного отверждения является неизбежным. Это лучший путь создания эффективных соединений элементов конструкций, выполненных из неметаллов, а также металлических. В случае склейки металлических и неметаллических элементов особое внимание должно быть направлено на то, чтобы избежать гальванокоррозии между металлом и углеродом армирующих волокон композиционного материала. Опыт эксплуатации многих составных элементов конструкций показал, что их долговечность вполне приемлема. В этом случае контроль качества на самом высоком уровне является неременным условием.

В процессе проектирования как крупного узла, так и самого мелкого элемента конструкции долговечности должно уделяться такое же внимание, как прочности и жесткости. Выбор методов обеспечения долговечности должен осуществляться проектировщиком на основе эффективного плана обеспечения ресурса, который должен быть состав-

лен до начала проектирования самолета данного типа. Принципы проектирования, выбор материалов и технологических процессов должны базироваться на едином подходе к проблеме ресурса. В этом смысле понятное требование заказчика покрыть герметиком конструкцию нового самолета для предотвращения коррозии не приводит к желаемому результату. Покрытие лишь затруднит осмотры опасных участков. План обеспечения ресурса должен помочь проектировщику при выборе принципов расчета на прочность, а также материалов и технологических процессов для создания конструкции, прочной в течение длительного вре-

мени. В этом смысле конструкционными материалами являются не только металлы, но и синтетические смолы для покрытий и связующие.

Выбор материалов должен быть тщательно обоснован, для того чтобы избежать большого числа различных технологических процессов при создании узлов конструкции. Поэтому, в частности, нецелесообразно сохранять в производстве две технологии склейки клеями горячего и холодного отверждения.

Референт Р. А. Булыгина.

Редактор В. Г. Лейбов.

УДК 629.735.33 : 620.17

РОСТ УСТАЛОСТНЫХ ТРЕЩИН В АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВАХ 2024-T3 И 7475-T761 В УСЛОВИЯХ НАГРУЖЕНИЯ, ИМИТИРУЮЩИХ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ *

Алюминиевые сплавы являются в настоящее время основными конструкционными материалами для транспортных самолетов и, вероятно, останутся таковыми по крайней мере в течение ближайшего десятилетия. Одна из важнейших проблем состоит в решении вопроса о возможности использования сплавов серии 7000 (Al, Zn, Mg, Cu) с целью снижения массы конструкции вместо традиционных сплавов серии 2000 (Al, Cu, Mg), не ухудшая ее свойств эксплуатационной живучести (медленный рост усталостной трещины, необходимая остаточная прочность). Для нижней обшивки крыльев и фюзеляжа в последних разработках использованы листы и плиты из сплава 7475 вместо сплава серии 2000 (обычно 2024-T3). Это объясняется хорошим сочетанием характеристик прочности и вязкости разрушения, которыми обладает сплав 7475. Однако с точки зрения сопротивления росту усталостной трещины этот сплав, по всей видимости, оказывается хуже сплава 2024 как при стационарном, так и при случайном нагружении; кроме того, сплавы серии 7000, как известно, более чувствительны к изменениям среды, чем сплавы серии 2000.

Приведенные соображения определяли программу исследований, в которой получены дополнительные данные по росту усталостных трещин в сплавах 7475 и 2024-T3 при случайном нагружении для нескольких уровней расчетных напряжений как в среде обычного воздуха, так и во влажной среде. Влажная среда использовалась с целью моделирования конденсата влаги на поверхности конструкции, образующегося вследствие запотевания при снижении самолета.

Испытания проводились по составленной Национальным научно-исследовательским институтом по авиации и космонавтике (Амстердам, Голландия) и Лабораторией эксплуатационной прочности (Дармштадт, ФРГ) программе TWIST (Transport Wing Standard — стандартная программа нагружения для крыла транспортного самолета), для которой спектр нагружения был аппроксимирован

ступенчатой функцией, показанной на рис. 1. Напряжения выражены в величинах, отнесенных к средним напряжениям невозмущенного крейсерского полета ($\sigma_{ср}$). Имеется 10 уровней нагрузок от порывов ветра и один уровень нагрузки при буксировании. TWIST состоит из блоков по 4000 «полетов» десяти типов состояния атмосферы: от ураганного ветра (тип А) до спокойной погоды (тип J). Последовательность нагрузок зависит от типа полета и характеризовалась по следующим принципам:

1. «Полеты» и нагрузки в полете выбираются в произвольной последовательности за исключением объединения «полетов» в тяжелых условиях.

2. Нагрузки для каждого «полета» определяются как произвольная последовательность полциклов таким образом, что после максимума следует минимум, величины которых определены случайным образом.

3. Последовательность нагрузок генерируется отдельно для каждого полета. Таким образом, полеты одного типа имеют разные последовательности нагрузок.

«Полеты» в самых тяжелых условиях по программе следующие: тип А — 1656, тип В — 2856, тип С — 501, 2936 и 3841.

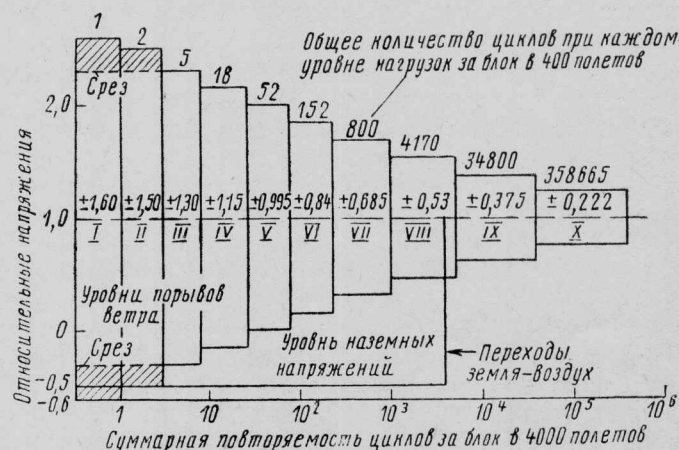


Рис. 1. Спектр порывов

* Wanhill R. J. H. Flight simulation environmental fatigue crack propagation in 2024-T3 and 7475-T761 aluminium. In „ICAS-80-18-2“, p. 645-651.

Осредненные механические свойства

Материал	Напряжение, МПа	Предел прочности, МПа	Удлинение на базе 50 мм, %	Модуль упругости, ГПа
2024-T3 (плакированный)	349	475	21	70,9
	307	461	22	72,3
7475-T761 (неплакированный)	455	505	13	68,4
	448	512	13	69,3

Испытывались листы толщиной 3,1 мм из дюралюминия 2024-T3 и толщиной 2,8 мм из сплава 7475-T761. Эти толщины являются характерными для нижней обшивки подкрепленных панелей транспортного самолета с предельной нагрузкой 3 МН/м. Осредненные механические свойства приведены в табл. 1; они характерны для испытываемых материалов.

Образцы представляют собой листы длиной 235 мм и шириной 150 мм и 160 мм с центральной трещиной, ориентированной вдоль прокатки. Инициаторами трещин являлись тончайшие надрезы длиной 1,5 мм в обе стороны от отверстия диаметром 4 мм. Две ширины были выбраны для возможности сравнения с результатами испытаний по другим программам.

Уровень средних напряжений $\sigma_{ср}$ для образцов с шириной 160 мм был 70 МПа, а для образцов с шириной 150 мм — 80 и 95 МПа; все остальные напряжения «масштабированы» согласно программе со спектром порывов, ограниченным до уровня III (рис. 1). Этот уровень определяет 8 повторений максимальной нагрузки за 4000 полетов и является приемлемым уровнем ограничения для испытаний на распространение усталостной трещины.

Испытания проводились в воздухе с относительной влажностью 40—50% и во влажном воздухе 0,35% (весового) раствора NaCl в дистиллированной воде. Влажная среда создавалась следующим образом. Распылители (аналогичные красящим) направляли непрерывную струю воздуха на пути трещины в образце, а в середине каждого «полета» электромагнитный клапан на 2 с впускал в распылитель воду. Добавка соли NaCl в пропорции 1/10 от ее концентрации в морской воде делалась с целью получения естественного уровня соли как загрязнителя среды. Температура для обеих сред была 295 К. Образцы испытывались на 250-кН электрогидравлической машине с управлением от мини-ЭВМ.

Все испытания начинались с полета № 1. Потеря устойчивости образца от сжимающих нагрузок предотвращалась дюралевыми направляющими с войлочными прокладками, имеющими вырезы для визуального наблюдения за трещиной. Испытания проводились одновременно на двух образцах. При разрушении образец заменялся эквивалентным и испытания продолжались. Частота приложения нагрузки равнялась 15 Гц в воздухе и 5 Гц в увлажненной среде. Эти частоты были выбраны потому, что испытания при 15 Гц в воздухе дают результат, аналогичный эксплуатационному нагружению, а частота 5 Гц для влажной среды представляет компромисс между необходимостью уменьшения времени испытаний и необходимой длительностью воздействия среды.

На рис. 2, а показаны длительности развития трещины в образцах из сплавов 2024-T3 и 7475-T761 как функции среднего уровня напряжений $\sigma_{ср}$ и среды. Длительности определялись от начальной длины трещины 9 мм для образцов с шириной 150 мм ($\sigma_{ср}=80$ и 95 МПа) и 9,6 мм для образцов с шириной 160 мм ($\sigma_{ср}=70$ МПа). Образцы из сплава 2024-T3 имели длительности намного больше, чем образцы из сплава 7475, особенно при меньших уровнях напряжений. На рис. 2, б и с представлены коэффициенты длительностей, которые показывают, что:

для обоих материалов чувствительность к изменениям среды увеличивается с увеличением $\sigma_{ср}$; сплав 7475 более чувствителен к изменениям среды;

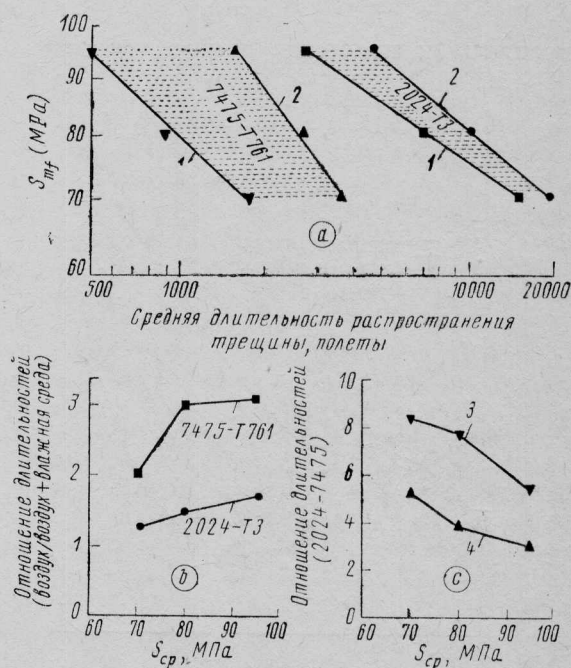
для обеих сред относительные характеристики сплава 7475 по сравнению со сплавом 2024 были хуже с уменьшением $\sigma_{ср}$;

относительные характеристики сплавов 7475 по сравнению со сплавом 2024 были значительно хуже во влажной среде.

В общем влияние изменения влажности среды было довольно сильное, что в настоящих испытаниях может быть отнесено за счет следующих обстоятельств:

усталостные трещины содержат воду в течение почти всей продолжительности испытаний во влажной среде, даже если поверхность образца регулярно высушивается;

соль оседала на поверхности образца вблизи трещины и жидкость внутри трещины частично выдавливалась на поверхность при сжимающих нагрузках типа «воздух—земля» и при нагрузках, обусловленных сильными отрицательными порывами.



1—воздух+влажная среда, частота 5 Гц; 2—воздух, частота 15 Гц; 3—воздух+влажная среда; 4—воздух

Рис. 2. Длительность роста трещины и отношения длительностей

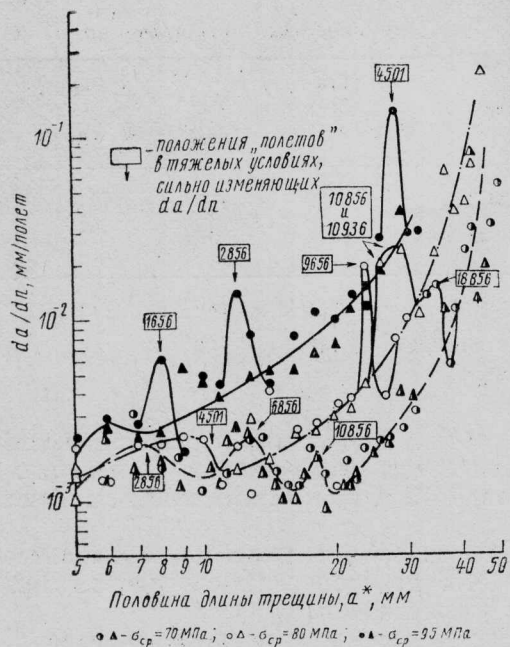


Рис. 3. Скорость роста трещины для сплава 2024-T3 (воздух, 15 Гц)

Таким образом, вероятно, что во влажной среде трещины более или менее непрерывно увлажнялись раствором с повышающимся количеством соли, впитываемой с поверхности, что увеличивает влияние среды.

В процессе обработки данных строились зависимости половины длины трещины «а» (половина расстояния между двумя вершинами трещины) от количества полетов «n» и определялись задержки развития трещины для «полетов» в тяжелых условиях. Скорость распространения трещин вычислялась как

$$\frac{da}{dn} = \frac{a_{i+1} - a_i}{n_{i+1} - n_i}$$

и относилась к половине длины трещины $a^* =$

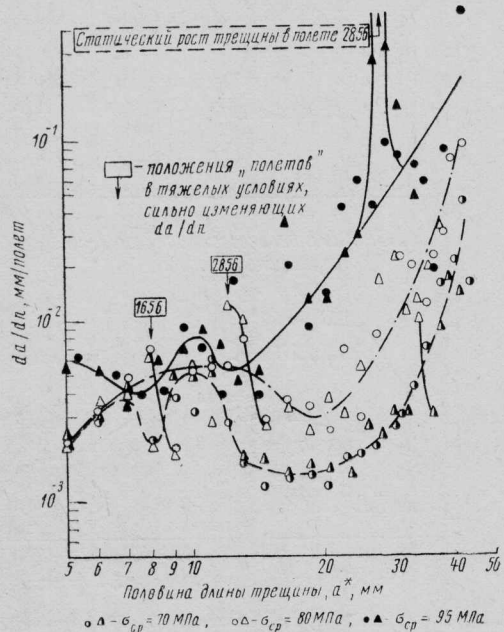


Рис. 4. Скорость роста трещины для сплава 2024-T3 (воздух+влажная среда, 5 Гц)

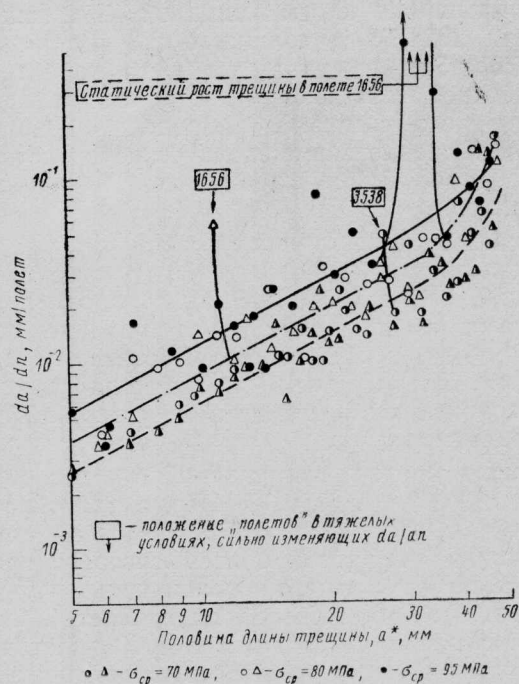


Рис. 5. Скорость роста трещины для сплава 7475-T761 (воздух, 15 Гц)

$= (a_{i+1} + a_i) / 2$, являющейся средней величиной на рассматриваемом интервале приращения трещины.

Данные распространения трещины для каждого материала и обеих сред представлены на рис. 3—9. Из рис. 3—9 видно, что для обоих материалов скорости роста трещины во всем диапазоне длины существенно зависят от уровня средних напряжений за цикл σ_{cp} , хотя влияние «полетов» в тяжелых условиях при коротких трещинах в материале 2024-T3 было также весьма существенно. Из сравнения рис. 3 и 4, а также 5 и 6 видно, что

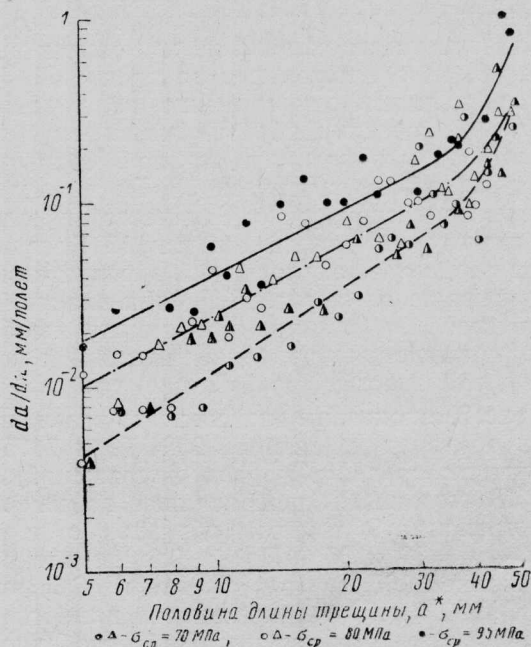
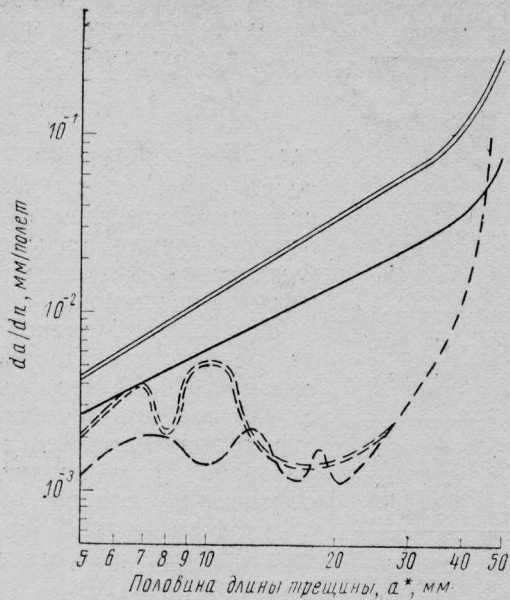


Рис. 6. Скорость роста трещины для сплава 7475-T761 (воздух+влажная среда, 5 Гц)



Сплав	Воздух	Воздух + влажная среда
2024-T3	-----	=====
7475-T761	—————	—————

Рис. 7. Сравнение кривых роста трещин для сплавов 2024-T3 и 7475-T761 при $\sigma_{ср} = 70$ МПа

влияние $\sigma_{ср}$ было более значительным во влажной среде. При помощи диаграмм (рис. 10 и 11), на которых сравниваются тенденции изменения скорости для обоих материалов и обеих сред при одном уровне $\sigma_{ср}$, можно сделать следующие дополнительные выводы:

1. Скорость распространения трещин в сплаве 2024 увеличивалась во влажной среде лишь в коротких трещинах.

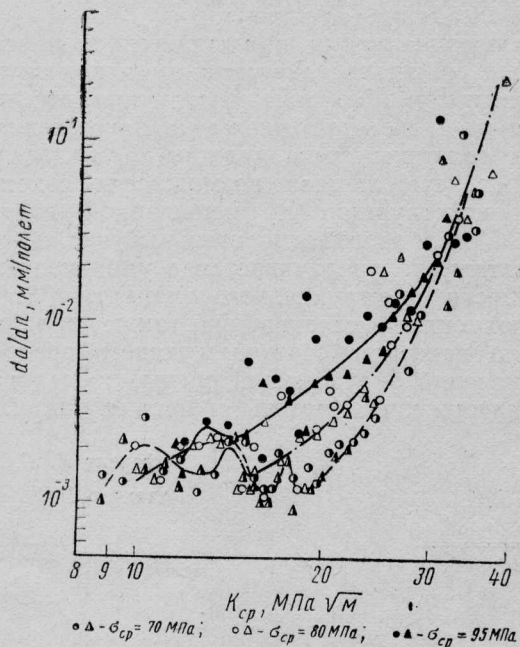


Рис. 8. Зависимость скорости роста трещины от $K_{ср}$ для сплава 2024-T3 (воздух, 15 Гц)

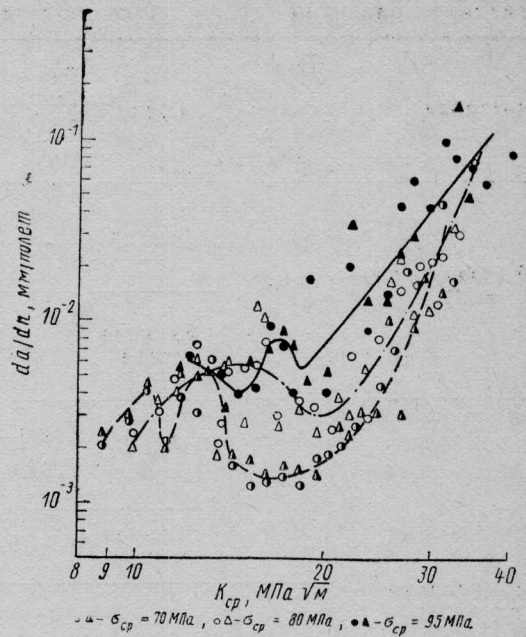


Рис. 9. Зависимость скорости роста трещины от $K_{ср}$ для сплава 2024-T3 (воздух + влажная среда, 5 Гц)

2. Скорость распространения трещин в сплаве 7475 увеличивалась во влажной среде при всех длинах трещин.

3. «Полеты» в тяжелых условиях вызывают значительное устойчивое замедление распространения трещин для сплава 2024-T3.

4. Скорость распространения трещин в сплаве 7475 была существенно больше, чем в сплаве 2024 в среднем диапазоне длин трещин, что происходит из-за наличия значительного замедления развития трещины в сплаве 2024-T3 в этой области.

На рис. 8—11 даны зависимости скорости раз-

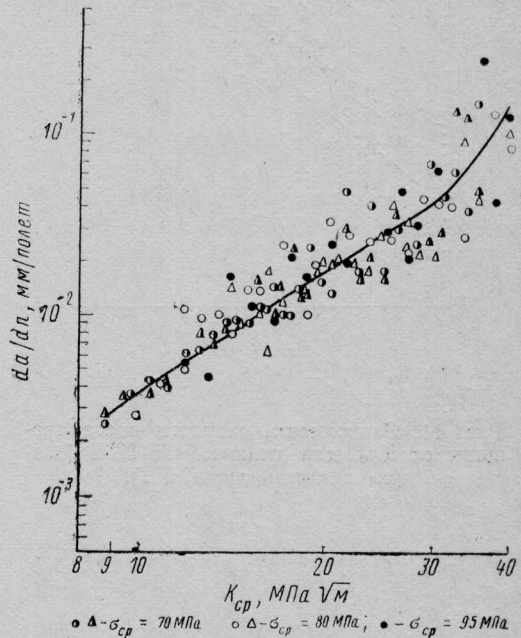


Рис. 10. Зависимость скорости роста трещины от $K_{ср}$ для сплава 7475-T761 (воздух, 15 Гц)

Таблица 2

Замедление развития трещин после „полетов“ в тяжелых условиях

Материал	Расчетное напряжение, МПа	Среда	Тип полета, вызывающий замедление	Длина трещины „а“ в начале замедления, мм	Замедление (полеты)
2024-Т3 (плакированный)	95	Воздух	1656	6,6	210 225
			2856+2936	10,3	230 240
		Влажная среда	1656	12,1	180 210
			1656	12,2	170 180
7475-Т761 (неплакированный)	70	Воздух	2856+2936	16,8	75 75
			2856+2936	15,5	75 80
		Влажная среда	1656	21,8	60 60
			1656	21,8	60 60
	80	Воздух	1656	12,2	130 130
			1656	10,5	100 100
			2856+2936	29,5	75 75
	95	Влажная среда	501	27,5	15 15

вития трещины от коэффициента интенсивности напряжений $K_{ср}$, определяемого как

$$K_{ср} = \sigma_{ср} \sqrt{\pi a^* \sec\left(\frac{\pi a^*}{2B}\right)},$$

где $2B$ — общая ширина образца и $\sqrt{\sec(\pi a^*/2B)}$ — поправочный коэффициент на конечную ширину, предложенный Федерсеном для листа с центральной трещиной.

Из рис. 8 и 9 видно, что $K_{ср}$ не согласуется с данными для сплава 2024-Т3, что объясняется (по крайней мере частично) дискретным влиянием тяжелых условий. В то же время для образцов из сплава 7475-Т761 в сухой воздушной среде достигается высокая степень корреляции (рис. 10).

Результаты исследования показывают, что сопротивление распространению усталостных трещин в листах из сплава 2024-Т3 при случайном нагружении существенно выше, чем в листах из сплава 7475-Т761. Это обусловлено главным образом большой величиной замедления развития трещины

при низких нагрузках, что вызвано действием редко встречающихся больших нагрузок (табл. 2). Таким образом, прямое использование сплава 7475 вместо сплава 2024-Т3 в конструкциях типа нижней обшивки крыла транспортного самолета привело бы к уменьшению сопротивления распространению усталостных трещин.

Считается возможным улучшить характеристики конструкций из сплава 7475 посредством соответствующего подбора клеевых слоистых листов или панелей типа «сэндвич».

В последнее время наблюдается значительный интерес к слоистым конструкциям и конструкциям типа «сэндвич». Но эти конструкции ограничены областями с высокой удельной нагруженностью, так как толщины листа должны быть достаточно большими, что лишает возможности сэкономить в весе конструкцию с уменьшенной нагруженностью. Кроме этого, относительный вес склеиваемого материала увеличивается с уменьшением нагруженности конструктивного элемента.

Выполненное исследование также продемонстрировало важность соответствующего воспроизведения условий окружающей среды, последовательности нагружения, частоты и уровня напряжений.

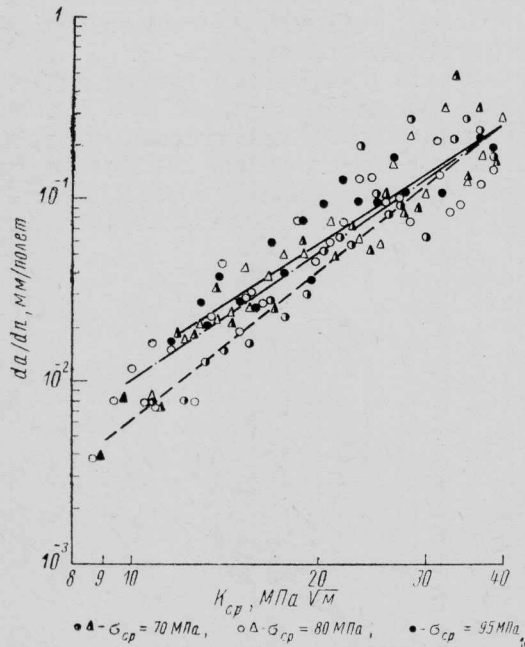


Рис. 11. Зависимость скорости роста трещины от $K_{ср}$ для сплава 7475-Т761 (воздух+влажная среда, 5 Гц)

Референт А. Г. Козлов.
Редактор И. Е. Ушаков.

СИСТЕМЫ ОПТИМИЗАЦИИ РЕЖИМА ПОЛЕТА ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЕТОВ

В начале 1970-х годов по требованию авиатранспортных компаний авиастроительные фирмы США приступили к изучению новых концепций бортового оборудования для транспортных самолетов следующего поколения. Это оборудование для навигации, директорного управления, улучшения летных характеристик и отображения информации должно было обеспечить значительное повышение экономических и эксплуатационных показателей будущих транспортных самолетов [1].

В последние годы на самолетах гражданской авиации стали применяться системы оптимизации режима полета (ОРП) самолетов (FMS — Flight Management System*), которые автоматически обеспечивают скорость и высоту полета, а также навигационный план в вертикальной и горизонтальной плоскостях, оптимальные с точки зрения затрат топлива, эксплуатационных расходов или какого-либо другого показателя. Такие системы будут широко использоваться на больших гражданских самолетах следующего поколения и представляют собой значительный шаг вперед в применении цифровой техники в бортовых электронных системах. Система ОРП станет комплексной системой, объединяющей новые средства инерциальной навигации, управляющие компоненты, ЭВМ для расчета наилучшего режима полета и навигационного плана, цветные индикаторы на ЭЛТ. Необходимость применения систем ОРП потребует в ближайшие годы подготовки радикально новых стандартов для сертификационных организаций, промышленных фирм и авиатранспортных компаний и своевременную разработку эффективного оборудования и средств математического обеспечения.

Внедрение систем ОРП за рубежом диктуется ухудшением экономической ситуации и удорожанием, а в ряде случаев даже нехваткой авиационного топлива. Одним из путей решения этой проблемы является улучшение экономических показателей самолетов и методов эксплуатации. Любые мероприятия в этом направлении не должны приводить к повышению рабочей загрузки пилотов.

Поиски путей повышения экономической эффективности самолетов привели к новой концепции кабины экипажа. Изменено размещение кресел пилотов, индикаторы на ЭЛТ заменили большое число обычных приборов, цифровые ЭВМ взяли на себя трудоемкие расчеты для подготовки решений и управляющих команд. Требуемая информация подается на приборную панель только тогда, когда она действительно нужна, за исключением высокоприоритетной информации, необходимой в течение всего времени полета.

Уже существующие системы ОРП обеспечивают движение самолета по всем координатам на всех этапах полета. В будущем потребуются управлять

еще одной координатой — временем, когда в этом возникнет необходимость, и для использования ряда новых систем, например микроволновой системы посадки, когда они начнут эксплуатироваться.

Первая система ОРП фирмы Локхид была разработана совместно с отделением Арма фирмы АМВАС Индастриз. Система была сертифицирована FAA в конце 1977 г. и впервые стала применяться на самолете L-1011 авиакомпании Сауди Арабиэн Эрлайнз. Усовершенствованный вариант системы нашел применение на самолетах L-1011-500 авиакомпаний Бритиш Эрэйз, Дельта Эрлайнз и Пан Америкен в 1979—1980 гг.

С самого начала разработки фирма Локхид решила, что система должна быть полностью автоматической, интегрально входящей в автоматическую систему управления полетом самолета L-1011. Объем памяти ЭВМ был увеличен на 24 000 слов, добавлен новый комплект программ.

ЭВМ, получая информацию от двигателей, центральной системы воздушных данных и навигационных датчиков, обрабатывает ее и посылает сигналы управления автопилоту и автомату тяги. Для целей контроля все общие характеристики самолета и двигателей хранятся в памяти ЭВМ. Индикаторы на ЭЛТ и их средства управления (переключатели, кнопочные панели) служат интерфейсом между экипажем и ЭВМ системы ОРП.

Хотя проектировщики системы считали, что основная экономия топлива будет достигаться на крейсерском участке полета, значительно сокращаются расходы и на оптимизированных этапах набора высоты и снижения.

После взлета включается режим набора высоты и реализуется одна из заданных программ приборной скорости или числа M , причем через автомат тяги очень точно регулируется работа двигателей. Это достигается автоматическим управлением углом тангажа и тягой.

Для крейсерского режима преследовалась цель обеспечить точное выдерживание выбранной скорости без чрезмерного увеличения диапазона управления автомата тяги. Из-за ограниченных расчетных возможностей последнего короткопериодические отклонения по скорости парируются небольшими управляющими воздействиями в канале тангажа (например, если число M уменьшилось, торможение ликвидируется небольшим уменьшением угла тангажа по команде автопилота). Длиннопериодические вариации числа M и высоты парируются автоматом тяги. В соответствии с изменением условий полета или параметров самолета (изменение ветра, расходование топлива и т. д.) система ОРП непрерывно обеспечивает оптимальный режим полета. На режиме снижения реализуется программа уменьшения высоты при работе двигателей с малой тягой, обеспечивающая попадание самолета в заданную географическую точку с заданными скоростью и высотой. Это осуществляется с помощью «обратного расчета» от конечной точки с использованием характеристик самолета и параметров ветра на крейсерской высоте (для

* Согласно принятой в зарубежной технической литературе терминологии система FMS помимо вычислителей оптимальных режимов обычно включает автопилот и автомат тяги. Без этих компонентов система обозначается FMCS (Flight Management Computer System).

учета ветра на траектории снижения используются стандартные законы ослабления ветра с уменьшением высоты).

Фирмой Боинг и отделением Делко фирмы Дженерал Моторс (США) создана система ОРП для самолетов Боинг 747. Ее основными компонентами являются цифровая мини-ЭВМ и дисплей. Система посылает команды существующему автопилоту и автомату тяги. Мини-ЭВМ вычисляет оптимальные скорость и высоту полета, уровень тяги, максимальную достижимую высоту, расстояние и время полета до выхода на определенную высоту. В крейсерском полете система обеспечивает постоянство скорости. Допустимы ограниченные изменения высоты полета для ликвидации уходов скорости, однако длительное расхождение требуемой и текущей скорости запрещено. Это позволяет уменьшить расход топлива примерно на 1%. В случае выбора оптимального режима снижения расход топлива уменьшается дополнительно на 0,6%.

Такой системой в настоящее время оснащаются самолеты Боинг 747 японской авиакомпании JAL. Согласно оценкам, это обеспечит экономию топлива стоимостью 150 тыс. долл. в год на один самолет.

Фирмы Боинг и Эрбас Индастри следующим образом определили основные функции, которые должна выполнять система ОРП.

На всех этапах полета осуществляется управление вертикальной скоростью и скоростью полета. Расчеты выполняются для всех точек профиля полета. Изменение режима полета (например, задание максимума вертикальной скорости, режимов максимальной дальности или минимума времени рейса и т. д.) может осуществляться с помощью клавиатуры дисплеев. Профили полета вычисляются для минимизации затрат топлива или эксплуатационных расходов.

С помощью дисплея пилот может прогнозировать полетные параметры и сравнивать эффекты изменений режима на отдельных этапах или всей траектории полета. Система предоставляет экипажу данные для оптимального ступенчатого изменения высоты полета.

Данные для расчета характеристик движения поступают от вычислителей воздушных данных, системы инерциальной навигации (или другой эквивалентной системы определения положения самолета в пространстве), датчиков расхода и количества топлива, вычислителя автомата тяги и панели задания режимов полета. Необходимые характеристики самолета и двигателей находятся в ЗУ ЭВМ системы ОРП.

Для навигации используются все располагаемые средства. Выходными директорными командами являются сигналы управления в горизонтальной и вертикальной плоскостях, подаваемые в ЭВМ системы управления полетом, и расчетные скорость и тяга, поступающие в вычислитель автомата тяги.

С помощью системы на индикаторы в кабине экипажа могут быть выведены карта и план полета и все динамические данные (положение самолета, боковое и вертикальное отклонения от расчетной траектории, режим полета).

Директорные функции ОРП должны в будущем

быть расширены с учетом требований четырехмерной (с учетом времени) навигации в будущем.

Дисплеи с клавиатурой позволяют экипажу эффективно управлять системой ОРП. На экранах ЭЛТ отображается информация в стандартной терминологии для пилотов и служб управления воздушным движением. Шесть переключателей по сторонам экрана обеспечивают выбор и ввод информации. Имеется буквенно-цифровая клавиатура и переключатели режима работы дисплея (8 и 12 соответственно по требованиям фирм Эрбас Индастри и Боинг).

Для разрабатываемого самолета Эрбас Индастри А-310 фирма Сперри (США) создала новую систему ОРП, которая объединяет все другие цифровые электронные элементы оборудования (электронные средства индикации, автопилот и автомат тяги). Система имеет миниатюризованное дисковое ЗУ объемом 4 млн. бит.

Спроектированная в соответствии со стандартом ARINC 702 ЭВМ является «мозгом» системы. ЭВМ имеет микропроцессор Сперри SDP-175 на твердых схемах с оперативной постоянной памятью. Большая часть программы (>95%) написана на машинном языке высокого порядка PASCAL/175, применение которого в системах гражданских самолетов является новинкой.

Комплект оборудования системы ОРП включает две ЭВМ и дисплеи для командира самолета и второго пилота (третий дисплей может быть установлен на пульте бортинженера только для информационных целей).

Система выполняет следующие функции:
определение местоположения самолета по показаниям различных датчиков;
траекторное наведение с помощью навигационных средств и с использованием данных о характеристиках самолета;
оптимизацию экономических характеристик путем управления вертикальной скоростью и тягой;
индикацию командной информации;
контроль работы блоков оборудования и средств математического обеспечения;
хранение базовой информации, касающейся навигационных станций аэропортов и их ВПП, программ полетов, схем маршрутов.

При наборе высоты обеспечивается оптимальная скорость (или число М) полета с помощью автопилота и автомата тяги (последний компенсирует эффекты изменения угла тангажа). На крейсерском режиме определяется оптимальная скорость, выдерживаемая с помощью управления тягой, в то время как управление по тангажу позволяет выдерживать требуемую высоту; вычисление оптимальной высоты полета и «советы» системы по ступенчатому изменению высоты позволяют пилотам определять моменты перехода на новую высоту. При снижении вычисляется оптимальная скорость, которая поддерживается с помощью рулей высоты при работе двигателей почти на режиме малой тяги; если самолет должен снизиться в заданную точку, система вычисляет оптимальную траекторию между точками начала и конца снижения (при этом автоматически учитываются ограничения по высоте и скорости полета) [2].

Фирма Сперри разработала систему ОРП и для нового пассажирского самолета Боинг 767. Систе-

ма основана на цифровой технике (на транспортных самолетах прежних поколений цифровая техника использовалась лишь ограниченно). Функциональная структура системы также во многом отлична от прежних. Для передачи данных используется шина стандарта ARINC 429, работающая на частотах 12,5 и 100 кГц. Информационная шина метеорадиолокатора соответствует стандарту ARINC 453 (1 МГц).

Определение системы ОРП началось в 1973 г., когда был образован подкомитет фирмы ARINC по архитектуре и интерфейсу систем. В работе подкомитет учитывал требования поставщиков оборудования, самолетостроительных фирм, авиакомпаний США и других стран. Имеющиеся регламентирующие документы и эргономические нормы определили базовые функциональные требования, однако некоторые вопросы, связанные вычислением целевых эксплуатационных показателей, навигацией и директорным наведением, потребовали дополнительных исследований по распределению функций между соответствующими подсистемами. Концепция системы ОРП непрерывно увязывалась с требованиями безопасности, регулярности вылета и технического обслуживания. Уже на ранних этапах определения проекта стала очевидной необходимость в новом гибком стандарте для цифрового интерфейса. Для этой цели был образован специальный подкомитет по системам передачи цифровой информации. Вновь потребовалось рассмотрение всех вариантов модуляции и управления. Было рассмотрено также влияние на взаимосвязанные цифровые блоки разряда молнии. Сертификационные службы выразили особую озабо-

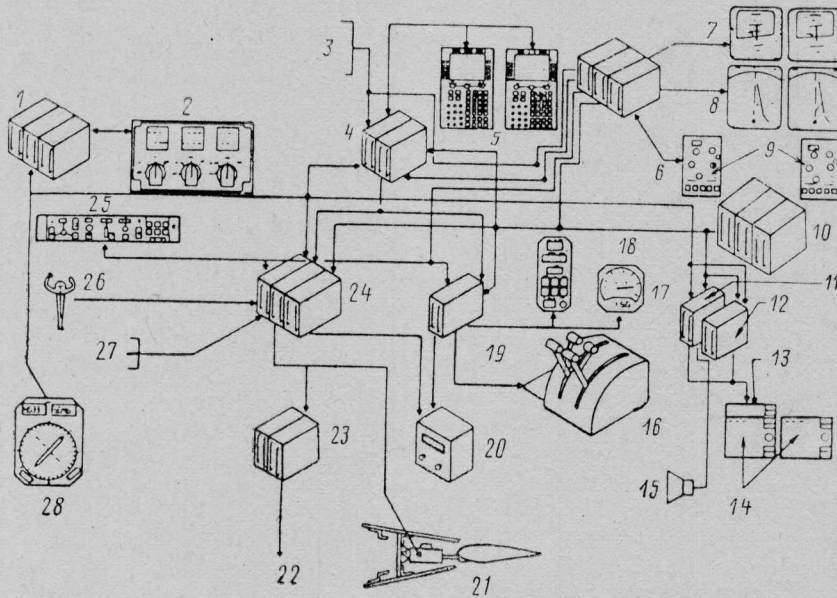
ченность по поводу возможных последствий удара молнии и связанных с этим трудностей обеспечения гарантий летной годности самолета с цифровыми электронными системами в основном контуре управления.

Детальное определение подсистем позволило выявить потенциальные проблемы, получить мнение будущих поставщиков оборудования и согласовать вопросы технологии, характеристик, размеров, веса, надежности и взаимосвязи блоков будущего оборудования.

В 1975 г. начали работать подкомитеты фирмы ARINC по подсистемам. Эти подкомитеты, в которых были представлены все отрасли авиапромышленности, составили новые нормативы (700 разделов) для электронных систем гражданских самолетов нового поколения.

Некоторые системы создавались фирмой Боинг в кооперации с партнерами (вычислительный комплекс системы управления полетом и бескарданные блоки инерциальных датчиков инерциальной системы).

Детальное определение серийной системы было начато в конце 1977 г. К этому времени программы разработки были завершены и определена общая архитектура системы. Эти работы существенно отличались от прежних аналогичных программ, поскольку система ОРП для самолета Боинг 767 не содержала ни одного готового компонента (см. рисунок). Средства проверки математического обеспечения являются, как правило, слабым местом цифровых систем. Новая процедура проверки была организована в соответствии с сертификационными требованиями.



1—блоки системы инерциальной навигации; 2—панель задания режимов полета; 3—приемники систем VOR, DME и ILS; 4—ЭВМ системы ОРП; 5—индикаторы и кнопки управления; 6—электронные пилотажно-навигационные приборы; 7—электронный индикатор обстановки в вертикальной плоскости; 8—электронный индикатор обстановки в горизонтальной плоскости; 9—панели управления индикацией; 10—вычислители воздушных данных; 11—вычислитель предупредительных сигналов и инструкций; 12—электронный блок системы предупреждения экипажа; 13—сигнальная панель системы предупреждения об опасности; 14—сигнальная панель; 15—громкоговоритель; 16—автомат тяги; 17—указатель частоты вращения каскадов двигателя; 18—задатчик режимов тяги; 19—вычислитель системы управления тягой; 20—блок контроля работы; 21—приводы рулей; 22—контроль показателей, влияющих на регулярность вылетов; 23—электронные блоки системы контроля; 24—вычислители системы управления полетом; 25—панель задания режима полета; 26—колонка управления; 27—блоки системы посадки по приборам, радиовысотомер малых высот; 28—радиомагнитный курсовой индикатор с указанием отклонения

Комплексная система управления полетом самолета Боинг 767 с аппаратурой оптимизации режима полета

Особого внимания потребовали вопросы разработки и производства лазерных гироскопов, впервые примененных в серийной самолетной бескарданной системе инерциальной навигации. В результате были достигнуты требуемые рабочие характеристики и приемлемая стоимость.

Основным приборным оборудованием кабины экипажа являются индикаторы на цветных ЭЛТ, поставляемых двумя японскими фирмами. Это новые для фирмы Боинг индикаторы (в прежних программах использовались лишь монохроматические ЭЛТ). Цветные индикаторы имели значительные информационные преимущества, но предвзительно потребовали решения задачи обеспечения достаточной яркости в условиях дневного освещения и выработки оптимального состава символов.

Цифровая техника является мощным средством оптимизации работы системы в целом и организации встроенного контроля. Однако на этом пути проектировщикам приходилось соизмерять дополнительное усложнение системы с преимуществами встроенной системы проверки.

ЭВМ системы выполняет функции навигации, наведения и расчета оптимальных летных режимов и интерфейса между самолетом и экипажем. ЭВМ обеспечивает управление трехмерной траекторией полета, которая задается экипажем с помощью соответствующих команд или траекторной информацией из ЗУ. Выбор траектории может определяться минимумом полетного времени, расстояния или затрат топлива в соответствии с желанием экипажа.

Работу системы ОРП предстоит оценить в процессе летных испытаний и сертификации. Однако ее эффективность окончательно будет доказана в эксплуатации самолета Боинг 767, которая начнется во второй половине 1982 г. [1].

1. LaFond C. D. The flight management system — a brainy new member of the crew is coming aboard. ICAO Bulletin, 1981, v. 36, VII, N 7, p. 14—22.
2. Peal R. A. The 767's flight-management system — a new generation of airborne avionics. Aeronautics and Astronautics, 1980, v. 18, XI, N 11, p. 37—39.

Референт Ю. Я. Шилов.

„ТИ“, ОНТИ ЦАГИ, 1982, № 6, 1—26.

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

Технический редактор В. Н. Добровольская

Корректор И. И. Паскалов

Сдано в набор 18.02.82.
Высокая печать.

Подписано в печать 02.04.82.
Бум. л. 1,75.

Формат бумаги 60×90¹/₈.
Усл. печ. л. 3,5.

Уч.-изд. л. 4.

Типографская № 1.
Тираж 2607 экз.

Гарнитура литературная
Цена 70 коп.

Типография ЦАГИ. Зак. 1537.

