

УДК 629:735.33

В. Ф. СЕМЕНЦОВ

Государственное предприятие «АНТОНОВ», Украина

АНАЛИЗ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ПОВЫШЕНИЯ УСТАЛОСТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ПЛАНЕРА САМОЛЕТА В ЗОНЕ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ОТВЕРСТИЙ

Показано, что применение дорнования, локального обжатия, осевого и радиального натягов болтов, заполняющих отверстие конструктивных элементов отдельно каждое, существенно повышает усталостную долговечность соединяемых болтами деталей из алюминиевых сплавов. Барьером, препятствующим реализации указанных методов, является фреттинг-коррозия по контактирующим поверхностям сопрягаемых деталей.

Ключевые слова: функциональное отверстие, конструктивный элемент, методы глубокого пластического деформирования, дорнование, барьерное обжатие, усталостная долговечность.

Введение. Современные авиационные правила предъявляют требования к обеспечению безопасности полета по условиям усталостной прочности конструкции.

Конструкция самолета должна быть такой, чтобы под воздействием повторяющихся в эксплуатации нагрузок и температур в течение определенной наработки (назначенного ресурса) ее повреждения, которые могут непосредственно привести к катастрофической ситуации, были практически невероятными ($P < 10^{-9}$) [1].

Удовлетворение этому требованию, помимо создания соответствующей конструкции самолета, должно обеспечиваться производственно-технологическими процессами изготовления и ремонта, техническим обслуживанием и соблюдением установленных правил и условий эксплуатации и подтверждаться результатами расчетов, исследованием фактических условий эксплуатации, в том числе действующих нагрузок, результатами лабораторных испытаний на выносливость и живучесть (безопасность повреждения) и опытом эксплуатации самолетов данного типа и (или) самолетов аналогичных типов.

Ресурс конструкции самолета устанавливается по ресурсу конструктивных элементов, разрушение при появлении повреждений в которых может непосредственно привести к катастрофической ситуации.

Постановка задачи. Целью данной работы является проведение анализа применяемых конструктивно-технологических методов повышения усталостной долговечности силовых элементов планера самолета в зоне функциональных отверстий.

Обеспечение достаточной выносливости самолета для опасных по усталостной прочности мест конструкции, устанавливаемых на основе расчетов и имеющегося опыта, должно предусматриваться (с учетом требуемого ресурса) уже на стадии проектирования. При этом должно быть обращено внимание на выбор соответствующего материала, общую напряженность конструкции, максимальное возможное снижение концентрации напряжений и деформаций, рациональность технологии изготовления элементов конструкции и их сборки, надежность системы контроля качества изготавливаемой продукции, а также на максимальное повышение выносливости на основе использования соответствующих конструк-

тивно-технологических мероприятий. Эффективность мероприятий должна проверяться лабораторными испытаниями на выносливость отдельных конструктивных элементов (узлов, стыков, панелей, отсеков), имеющих значительное количество функциональных отверстий.

На современном этапе развития авиационной науки и техники самолеты транспортной категории проектируют и изготавливают с учетом заданного ресурса и срока службы, величина которых находится в диапазоне от 10 тысяч полетов (50 тысяч летных часов) для дальних магистральных самолетов до 50 тысяч полетов (80 тысяч летных часов) для региональных самолетов при сроке их эксплуатации 25 – 30 лет.

Ресурс планера самолета определяется ресурсом его агрегатов и систем: крыла, оперения, фюзеляжа, шасси, управления, силовой установки.

Проектирование на высокий ресурс неизбежно вызывает увеличение массы конструкции, поскольку для обеспечения такого ресурса требуется некоторое снижение расчетного напряжения в регулярных зонах силового набора крыла. Чтобы создать конструкцию с приемлемой весовой отдачей, необходима мобилизация всех резервов снижения веса. Одним из таких резервов является устранение разъемов и стыков. Даже при проектировании на статическую прочность разъемы и стыки вызвали значительное увеличение массы, при расчете же на ресурс увеличение веса, вызываемое наличием разъемов и стыков, становится еще большим, так как любой стык является критическим местом и сделать его равновыносливым регулярному полотну без значительного увеличения веса невозможно [2, 3].

Ресурс конструкции крыла определяется главным образом выносливостью регулярной зоны, которую на современном крыле определяют продольные швы (крепление панелей к лонжеронам, крепление панелей или листов обшивки между собой (рис. 1), крепление стрингера к обшивке в сборно-монолитном варианте). Без специальных мероприятий, снижающих концентрацию напряжений и деформаций около отверстия, заданный ресурс может быть достигнут только путем снижения напряжений, а это вызывает такое увеличение веса конструкции крыла, которое не укладывается ни в какую статистику.



Рис. 1. Продольное соединение монолитных панелей крыла

Практика конструирования крыльев и проведенные экспериментальные исследования показывают, что возможно применение нескольких типов соединений в сочетании со специальными технологическими мероприятиями:

1. Внедрение таких заклепочных соединений, которые дают равномерный натяг по всей толщине пакета.
2. Применение болтовых и болт-заклепочных соединений двух типов: а) с небольшим натягом в сочетании с упрочнением отверстий (раскатка, дорнование и пр.); б) с большим натягом, выходящим за пределы упругих деформаций

(в этом случае специального упрочнения, как правило, не требуется).

Практика отечественного и зарубежного самолетостроения показывает, что крепежные детали для этого типа крепежа могут быть как цилиндрической, так и конической формы в сочетании с цилиндрическими и коническими отверстиями.

Выбор конкретного конструктивного решения (форма крепежного элемента, величина натяга и т. д.) зависит от требуемого уровня ресурса, и при решении следует учитывать:

- возможность коррозии под напряжением, вызываемой посадкой с натягом (выбор материала и термообработки деталей силового набора на ряде самолетов определяется этими соображениями);

- опасность фреттинг-коррозии;

- вопросы экономики: ряд типов соединений, очень эффективных с точки зрения повышения выносливости конструкции, вызывает такое повышение стоимости (стоимости изготовления крепежных деталей и их установки), что целесообразность их применения должна быть подтверждена специальными экономическими расчетами.

Широкого применения еще не получили, но в перспективе могут принести большие преимущества болтовые и заклепочные соединения с применением клеев, обладающих герметизирующими свойствами. Клеевая прослойка резко повышает уровень выносливости соединения и является большим резервом живучести конструкции [2, 4, 5].

Каждая конструкция создается для эксплуатации, и в конечном итоге ее качество всегда проверяется эксплуатацией. Но на современном этапе развития транспортной авиации связь конструирования с эксплуатацией не ограничивается этим. Надо ясно себе представлять, что полная надежность и безопасность конструкции в течение всего срока ресурса может быть обеспечена только правильной системой наблюдения за поведением конструкции во время эксплуатации. Конструктор должен понимать, что никакие расчеты и испытания на образцах и стендах не гарантируют от непредвиденных осложнений, которые могут возникнуть при эксплуатации. Причинами этих осложнений могут быть и ограниченность знаний, и всякого рода случайности, которые практически невозможно полностью предусмотреть.

Поэтому в задачу создания надежной и безопасной конструкции входит разработка такой системы контроля во время эксплуатации, которая своевременно сигнализировала бы о появлении любого опасного дефекта, т. е., иначе говоря, любой агрегат планера самолета (и тем более крыло, которое является наиболее напряженным агрегатом) следует рассматривать как систему, включающую в себя и конструкцию, и все, что относится к ее обслуживанию и контролю за ней во время эксплуатации.

На основе анализа, расчетов, испытаний образцов, натуральных отсеков и опытных изделий конструктор (проектировщик) должен выявить критические места, выбрать такие методы контроля, которые гарантировали бы обнаружение дефекта на безопасной стадии его развития, определить такую периодичность контрольных осмотров критических мест, чтобы в промежутке между ними дефект не успевал достигнуть критической величины.

Особое внимание необходимо обращать на выбор эффективного метода контроля: везде, где это возможно, нужно обеспечить подходы для визуального ос-

мотра; для мест, где нельзя обеспечить подходы, должны быть отработаны методы осмотра оптическими приборами; где невозможен и такой осмотр, необходимо применить современные методы инструментального неразрушающего контроля.

Конструкция должна иметь эксплуатационную и дефектоскопическую технологичность, и обеспечение этого входит в круг обязанностей конструктора. Без этого условия невозможно создание безопасной конструкции с большим ресурсом.

Обеспечение достаточной долговечности и конструктивной надежности каркаса самолета на современном этапе развития авиационной техники приобрело особо важное значение в связи с возросшими требованиями к безопасности полетов и к экономичности пассажирских перевозок, обусловившими значительное увеличение имеющихся у настоящего поколения самолетов ресурсов.

На ранней стадии проектирования крыла расчет допускаемых напряжений в регулярных зонах продольного набора обеспечивает заданный ресурс этих зон. Для того же, чтобы всякие нерегулярности конструкции (поперечные стыки, вырезы, отверстия для перетекания топлива) не стали критическими с точки зрения усталости и позволили бы крылу в целом выработать свой ресурс, необходимо вести их детальное проектирование в сочетании с достаточным объемом усталостных (сравнительных и проверочных) испытаний образцов, наиболее полно представляющих эти элементы. Для этого применяют метод проектирования, обеспечивающий равновыносливость всех потенциально опасных в отношении усталости мест и элементов конструкции с «типовой» панелью.

Известны методы увеличения долговечности:

1) улучшение характеристик усталости путем тщательного проектирования в целях снижения коэффициента концентрации напряжения или повышения «качества» конструкции;

2) снижение уровня напряжений (увеличение площади сечения);

3) обработка конструктивных элементов в зонах вероятного усталостного разрушения методами глубокого пластического деформирования.

Одним из ограничений при достижении заданного ресурса могут стать функциональные отверстия в элементах конструкции планера самолета. Поэтому проектирование таких мест конструкции и разработка конструктивно-технологических методов достижения заданных ресурсных характеристик в области функциональных отверстий является актуальной задачей.

Значительные трудности в обеспечении характеристик сопротивления усталости планера самолета представляет задача исключения усталостных разрушений силовых элементов в зоне функциональных отверстий (например, отверстия для перетекания топлива (рис. 2), дренажа и т.д.). Особенно сложно обеспечивать эту задачу в монолитных панелях, так как стремление максимально приблизить отверстие перелива к полотну панели неизбежно приводит к ухудшению качества выполнения и обработки отверстий.

Эти отверстия часто являются источниками усталостных трещин, приводящими к преждевременному разрушению конструкции. Вид таких разрушений носит многоочаговый характер с наличием частичного или полного разрушения многих ребер, часто без выхода усталостных трещин на внешнюю поверхность обшивки. Особенно опасны эти отверстия, когда они выполнены в одном поперечном сечении крыла. Отверстия дренажа и перелива топлива являются типовыми и массовыми концентраторами напряжений в конструкции кессон-баков, определяющими усталостные характеристики крыла в целом.

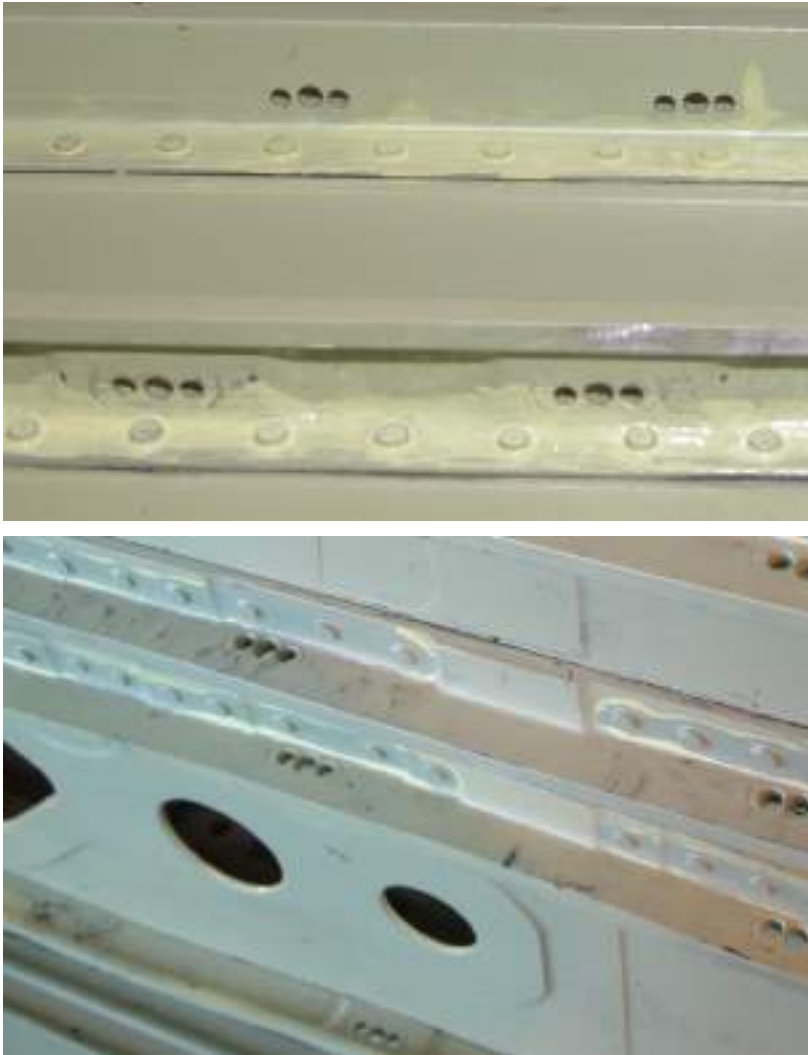


Рис. 2. Панели крыльев самолётов с отверстиями для перетекания топлива

Анализ разрушений натуральных конструкций кессон-баков показывает, что в тех случаях, когда не применяют специальные методы повышения характеристик сопротивления усталости зон отверстий перелива топлива, значения показателей качества K_y по отдельным концентраторам могут достигать четырех. Существует ряд конструктивных и технологических методов, снижающих отрицательное влияние этих отверстий на долговечность конструкции.

К конструктивным методам относятся: выбор рациональной формы отверстий, их взаимного расположения; выбор параметров местного утолщения полки стрингера; рациональное расположение отверстий по размаху крыла [1, 4, 6].

Замена круглого отверстия эллиптическим или тройным с крайними отверстиями меньшего диаметра (перемычка между стенками отверстий составляла 1 мм) позволяет снизить коэффициент концентрации с 3,39 до 2,7 [1, 4]. Однако выполнение таких отверстий является сложной технологической операцией, при проведении которой возможны технологические отклонения, вызывающие снижение усталостной долговечности панели [1].

Утолщение конструктивного элемента в зоне функциональных отверстий приводит к повышению усталостной долговечности. Эффективность этого приема в значительной степени зависит от принятых геометрических параметров утолщения и формы отверстия [4].

Для выбора рациональных параметров зоны усиления необходимы как расчетная оценка напряженно-деформированного состояния и усталостной долговечности, так и экспериментальная проверка конструктивных решений с учетом технологии серийного изготовления [1, 2].

Экспериментально установлено [4], что компенсация (утолщение) на величину $\Delta F \approx 5...8\%$ (где $\Delta F = [(F_2 - F_1) / F_1] \cdot 100\%$, здесь F_1 – площадь регулярного сечения; F_2 – площадь по сечению отверстия), которую чаще всего можно реализовать исходя из размеров заготовок не приводит к значительному повышению усталостной долговечности. Значения усталостного качества K_y в этих случаях изменяются от 3,0 до 2,7.

Местное усиление вертикальной полки стрингера в зоне отверстий до толщины, равной 1,5 исходной (толщины вертикальной полки стрингера), существенно повышает выносливость исходных образцов с круглыми отверстиями: при одностороннем (несимметричном) усилении – в 2,45 раза, при симметричном усилении – в 3,5 раза

Анализ литературных источников [5, 7, 8] показал, что в ряде случаев существующие технологические методы обработки являются эффективным средством повышения усталостной долговечности конструктивных элементов с одиночными отверстиями. Большинство из них заключается в обработке элементов конструкции в зоне отверстий путем пластического деформирования металла. Установлено следующее:

1) обработка полосы из В95Т в зоне отверстия методом дорнования с относительным натягом 3,0...3,5 % повышает её долговечность в 3-5 раз. Однако дорнование отверстий без одновременного обжатия фасок не обеспечивает гарантированного повышения усталостной долговечности, так как в этом случае усталостные трещины могут развиваться от необжатых фасок;

2) обработка полосы из Д16Т в зоне отверстия ($\varnothing 6...12$ мм) дорнованием через технологическую втулку (натяг – 1,2; 2,4 и 3,6%; усилие протягивания оправки 4...11,8 кН) повышает её долговечность в 3,5 – 4 раза;

3) обработка полосы в зоне отверстия ($\varnothing 5...10$ мм) путём выштамповки лунок сегментной конфигурации (угол обхвата отверстия канавкой 100...110°; глубина канавки 0,3...0,4 мм; усилие обжатия 46...96 кН) повышает её долговечность в 3,5-4,8 раза;

4) обработка полосы (материал Д16Т, В93Т1, В95Т1) в зоне отверстия ($\varnothing 6...20$ мм) точечным обжатием поверхностей, прилегающих к отверстию, пуансонами со сферическими выступами повышает её долговечность в 2,7 – 5,9 раза;

5) обработка полосы из Д16Т в зоне отверстия ($\varnothing 6...12$ мм) клиновыми обжимками повышает её долговечность в 6,5 – 8 раз, угол скоса – 1...2°;

6) обработка полосы в зоне отверстия ($\varnothing 6, 8, 10$ мм) путём выполнения обжатия поясков вокруг отверстия повышает её долговечность более чем в 10 раз.

Исследования [5], выполненные на образцах из материала Д16 пресованного профиля с отверстиями эллиптической формы, показали, что обработка отверстий путем нагартовки, т.е. поджатием материала в холодном состоянии в

форме канавок вокруг отверстия с обеих сторон образца, приводит к значительному эффекту. Такой технологический процесс позволяет повысить средние значения усталостной долговечности образцов по сравнению с исходным вариантом ($N_{исх} = 2,1 \cdot 10^5$ циклов) примерно в десять раз. При этом для исходного варианта образцов $K_y \approx 3,3$, а для обжатых $K_y \approx 1,7$.

Результаты экспериментов [4] свидетельствуют о том, что только поверхностная виброобработка панели без обработки стенок отверстий и фасок также не обеспечивает повышения усталостной долговечности. Характер разрушения в этом случае такой же, как и у необработанных образцов. Поэтому для получения максимального эффекта от технологических методов обработки необходимо осуществлять как обработку отверстий, так и поверхностную обработку всей панели, включая обжатие фасок.

В соответствии с рекомендациями, полученными в процессе научно-исследовательских работ специалистами авиационных научно-технических комплексов, разработаны конструкции высокоресурсных силовых элементов крыла с функциональными отверстиями, заполненными крепежными элементами с осевым и радиальным натягами (рис. 3) [2, 9].

В эксплуатации и при ресурсных лабораторных испытаниях усталостное разрушение таких типов соединений возникает в зонах концентрации нормальных и контактных напряжений, как в стенках отверстий, так и по сопрягаемым поверхностям в зоне интенсивного развития фреттинг-коррозии (рис. 4-6) [2, 9].

В современных условиях развития авиационной техники необходимо вести разработку новых конструктивно-технологических методов повышения усталостной долговечности конструктивных элементов планера самолета в зонах функциональных отверстий для снижения негативного влияния концентрации напряжений и деформаций а также фреттинг-коррозии.

Многие авторы, создающие высокоресурсные самолетные конструкции, занимались исследованием технологии обработки конструктивных элементов в зонах функциональных отверстий [3, 5, 7, 9, 10], проводя экспериментальные исследования влияния различных методов обработки конструктивных элементов на усталостную долговечность образцов. Экспериментальные исследования проводили в целях оптимизации геометрии деформирующего инструмента и режимов процессов упрочнения. При этом вопросу определения локального НДС в зоне отверстий уделялось меньшее внимание.

Интенсивное развитие средств вычислительной техники и методов численного анализа конструкций способствовало росту интереса со стороны инженеров и ученых к расчету локального НДС реальных элементов конструкции.

Для уменьшения количества проведения натурных испытаний и соответственно времени проектирования самолета необходимо разработать метод анализа характеристик локального НДС в зоне функциональных отверстий, позволяющих выбирать конструктивно-технологические параметры, обеспечивающие повышение усталостной долговечности.

Применение численных методов анализа эффективности различных способов обработки конструктивных элементов в зоне функциональных отверстий, в частности метода конечного элемента, реализованного в системе инженерного анализа ANSYS, позволяет проводить численные эксперименты, близкие к условиям натурных испытаний.

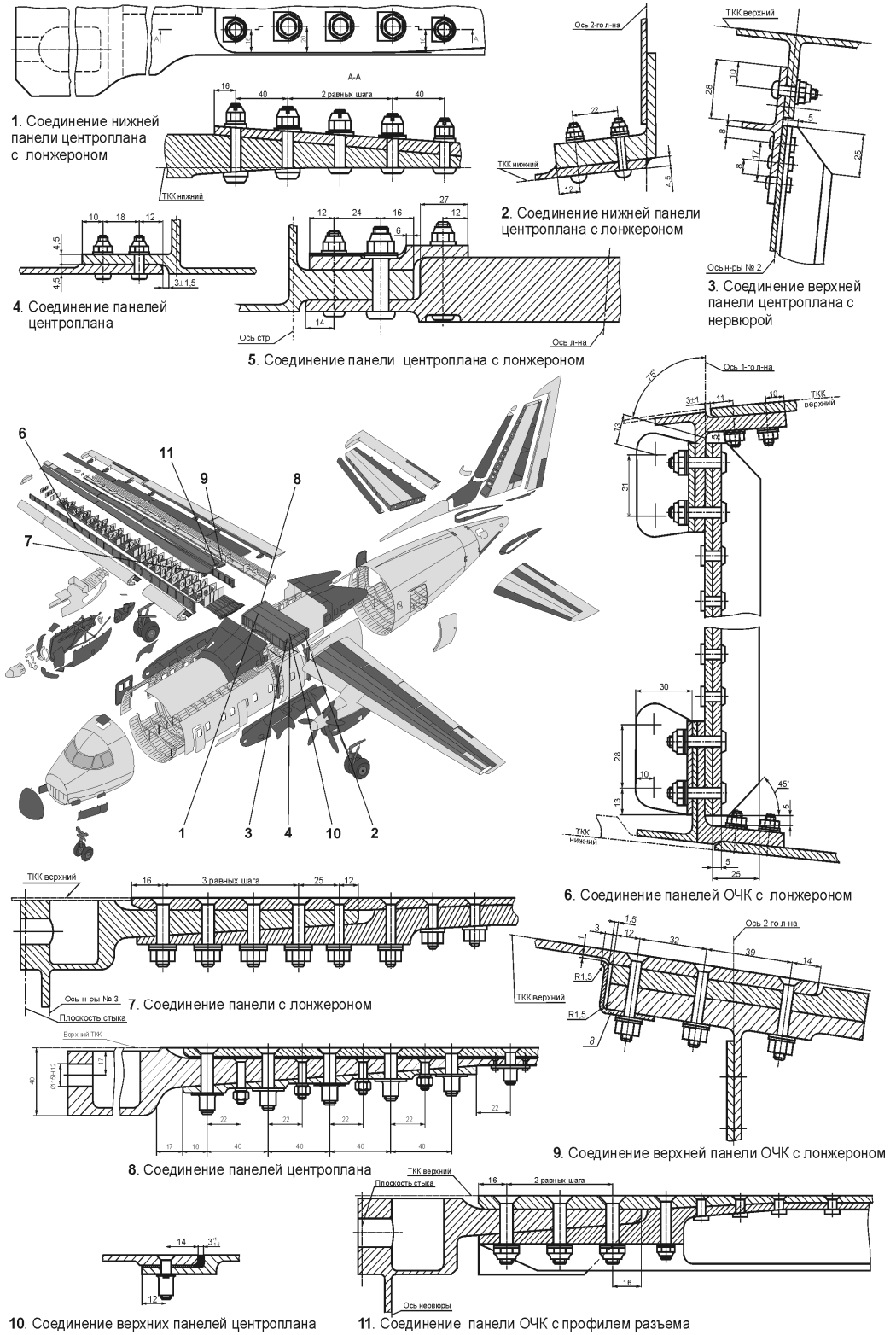


Рис. 3. Типовые болтовые соединения сборных самолетных конструкций планера самолета

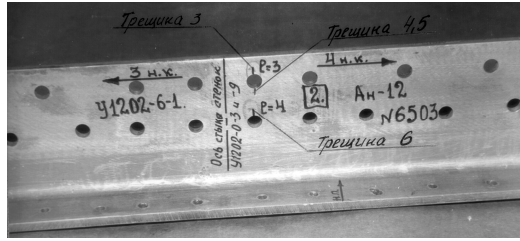
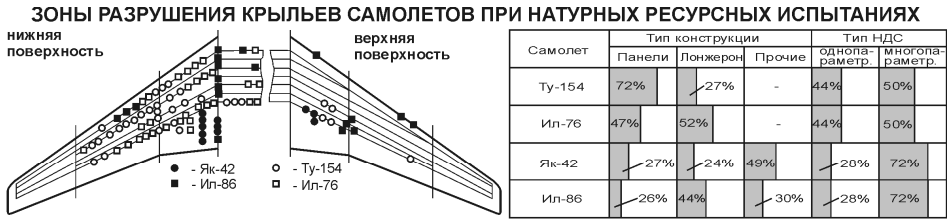


Рис. 4. Характер усталостного разрушения силового элемента крыла в эксплуатации в зоне отверстия



ЗОНЫ УСТАЛОСТНЫХ РАЗРУШЕНИЙ В СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТАХ КОСТРУКЦИИ САМОЛЕТОВ



За период с 23.11.86 по 30.06.92 гг. на самолетах Ан-26 Харьковской АТБ обнаружено 15 усталостных разрушений.

За период с 23.11.86 по 30.06.92 гг. на самолетах Ту-134 Харьковской АТБ обнаружено 82 усталостных разрушения.

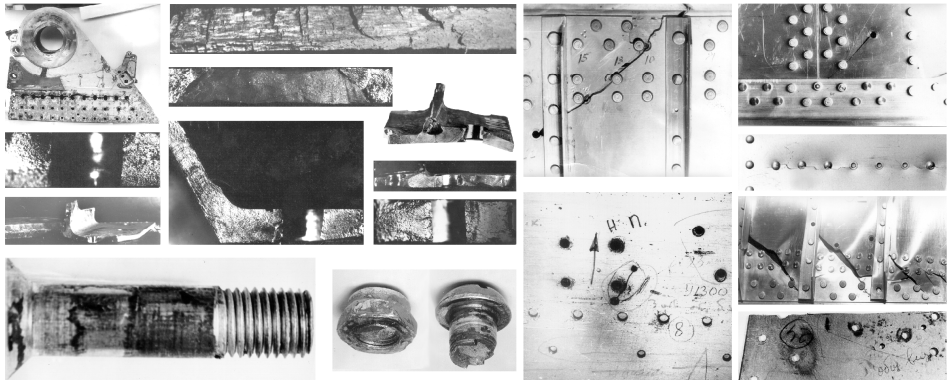


Рис. 5. Зоны и характер усталостных разрушений силовых элементов конструкции самолетов в эксплуатации и при ресурсных испытаниях

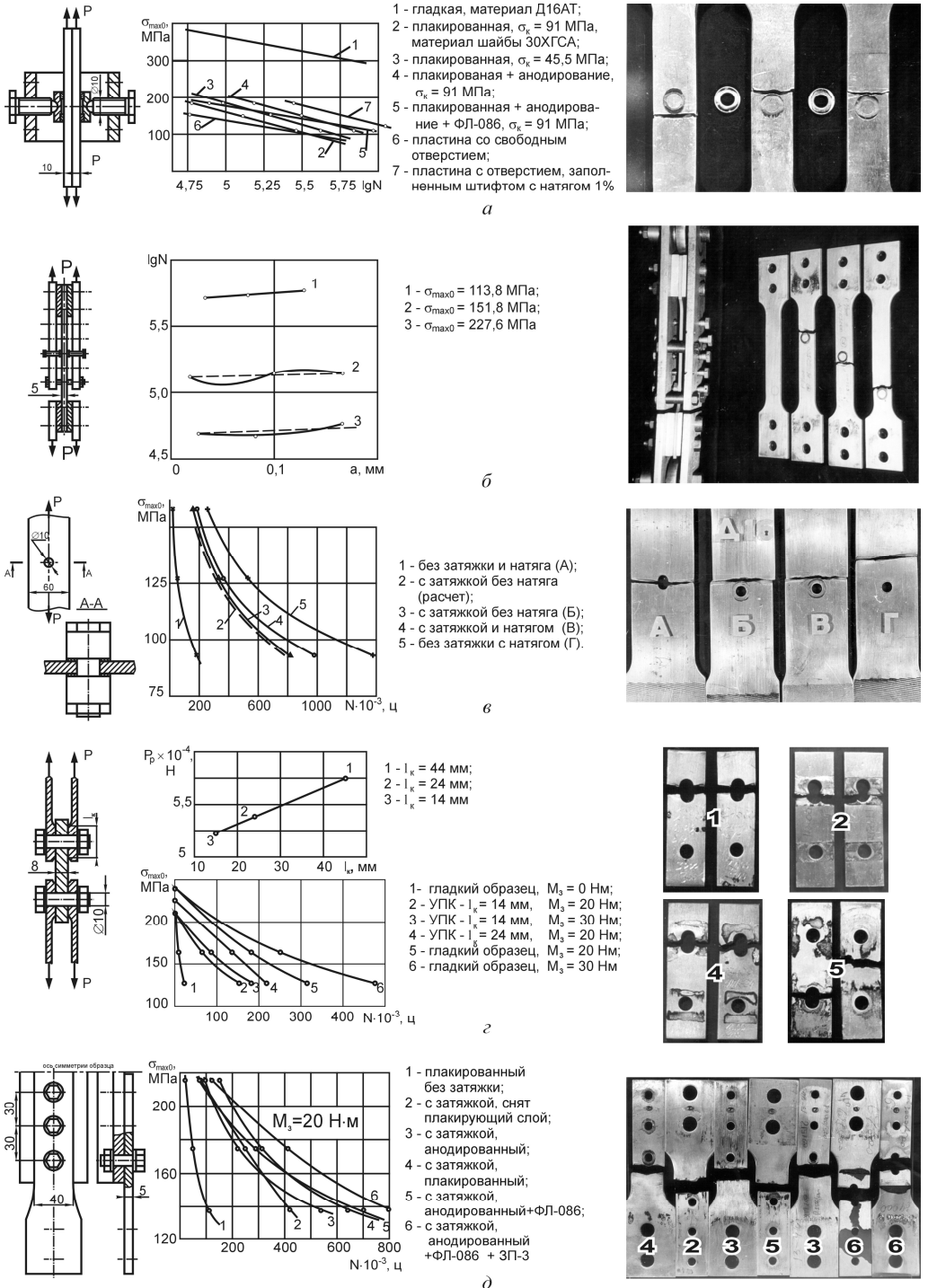


Рис. 6. Характер усталостного разрушения конструктивных элементов в условиях фреттинг-коррозии: *а* – влияние контактных давлений на долговечность плоской пластины; *б* – влияние микроперемещений на долговечность плоской пластины; *в* – влияние осевого и радиального натягов на долговечность пластины с отверстием; *г* – влияние площади контакта и затяжки на долговечность двухсрезного соединения; *д* – влияние покрытий на долговечность односрезного соединения

Удобством и преимуществом численных исследований является относительная простота исследования влияния различных параметров (как конструктивных, так и технологических) на характеристики локального НДС, возможность относительно простого сравнения различных вариантов расчета, а также удобство и простота интерпретации полученного результата. Следовательно, данный подход обеспечивает высокую эффективность процесса принятия решения.

Научная новизна предлагаемого метода численного анализа эффективности применения дорнования стенок отверстия конструктивного элемента в зоне функциональных отверстий заключается в возможности расчета характеристик локального НДС с учетом реального нелинейного поведения материала, контактного взаимодействия технологического инструмента с участками детали и учета истории нагружения конструкции.

Выводы:

1. Проведен анализ конструктивно-технологических методов повышения усталостной долговечности конструктивных элементов планера самолета в зоне функциональных отверстий. Показано, что применение дорнования стенок отверстий и барьерного обжатия способствует повышению долговечности конструктивных элементов планера самолета. Барьером, препятствующим реализации указанных методов, является фреттинг-коррозия по контактирующим поверхностям сопрягаемых деталей.

2. Для обеспечения безопасности полета по условиям усталостной прочности конструкции самолетов транспортной категории целесообразно разработать новые научно-обоснованные комбинированные конструктивно-технологические методы повышения усталостной долговечности силовых элементов планера в зоне функциональных отверстий методами глубокого пластического деформирования и устранения причин интенсивного развития фреттинг-коррозии.

Список литературы

1. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (АП-25). – М.: МАК, 1994. – 322 с.
2. Гребеников А. Г. Методология интегрированного проектирования сборных самолетных конструкций регламентируемой долговечности / А. Г. Гребеников // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 23. – Х., 2004. – С. 191 – 200.
3. Пширков В. Ф. Технология выполнения высокоресурсных соединений / В. Ф. Пширков. – М.: Отраслевая библиотека «Технический прогресс и повышение квалификации», 1980. – 170 с.
4. Соппротивление усталости элементов конструкций / А. З. Воробьев, Б. И. Олькин, В. Н. Стебнев и др. – М.: Машиностроение, 1990. – 240 с.
5. Технология выполнения высокоресурсных соединений / В. Ф. Пширков, Я. Н. Робаковский, А. С. Тарасов и др. – М.: ЦАГИ, 1980. – 171 с.
6. Метод анализа характеристик локального НДС при растяжении пластин с отверстиями / Е. Т. Василевский, В. А. Гребеников, А. М. Гуменный, С. П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 35. – Х., 2007. – С. 13 – 29.
7. Современные технологии агрегатно-сборочного производства самолётов / А. И. Пекарш, Ю. М. Тарасов, Г. А. Кривов и др. – М.: Аграф-пресс, 2006. – 304 с.
8. Экспериментальные исследования влияния конструктивных и технологических факторов на выносливость типовых элементов авиационных конструкций / Б. И. Олькин, Н. И. Гильванова, Т. С. Родченко и др. // Труды ЦАГИ. – 1980. – 86 с.

9. Гребеников А. Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций / А. Г. Гребеников. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. – 532 с.

10. Исследование выносливости нижних панелей крыла с отверстиями для перетекания топлива / В. П. Рычик, Е. А. Литвиненко, Н. Т. Остапенко, Е. Т. Василевский // Труды научно-техн. конф. по выносливости и ресурсу авиационных конструкций, ноябрь 1976, под ред. А. З. Воробьева и Н. Г. Белого.– С. 100 – 103.

Статья поступила в редакцию 12.03.2015

В. Ф. СЕМЕНЦОВ

АНАЛІЗ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНИХ МЕТОДІВ ПІДВИЩЕННЯ ВТОМНОЇ ДОВГОВІЧНОСТІ СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ ПЛАНЕРА ЛІТАКА В ЗОНІ ФУНКЦІОНАЛЬНИХ ОТВОРІВ

Показано, що застосування дорнування, локального обтиснення, осьового і радіального натягів болтів, що заповнюють отвір конструктивних елементів окремо кожний, істотно підвищує втомну довговічність деталей із алюмінієвих сплавів, що з'єднуються болтами. Бар'єром, що перешкоджає реалізації зазначених методів, є фреттинг-корозія контактуючих поверхонь деталей, що сполучаються.

Ключові слова: функціональний отвір, конструктивний елемент, методи глибокого пластичного деформування, дорнування, бар'єрне обтиснення, втомна довговічність

V. F. SEMENTSOV

ANALYSIS OF STRUCTURAL AND TECHNOLOGICAL METHODS TO IMPROVE THE FATIGUE LIFE OF POWER STRUCTURAL MEMBERS OF AIRFRAME IN AREA OF FUNCTIONAL HOLES

The analysis of structural and technological methods to increase the fatigue life of structural members of the airframe in the area of functional holes is performed. It is shown that the use of mandrelling, local compression, axial and radial interference of bolts, filling the holes of structural members (each individually) significantly increases the fatigue life of parts of aluminum alloys secured by bolts. Fretting corrosion on the contacting surfaces of mating parts is a barrier to the implementation of these methods. To provide flight safety with reference to structural fatigue strength of transport category aircraft it is feasible to develop new scientifically grounded unified structural and production methods to improve fatigue life of airframe strong members in areas of functional holes using methods of deep inelastic deformation and to prevent causes of fretting corrosion intensive development.

Keywords: functional hole, structural member, severe plastic deformation methods, mandrelling, local compression, fatigue life.

Семенцов Виктор Федорович – первый вице-президент – генеральный директор, государственное предприятие «АНТОНОВ», ул. Академика Туполева, 1, г. Киев, Украина, 03062, тел.: +38 044 400 63 15, факс: +38 044 400 81 44, E-mail: sementsov@antonov.com.