

УДК 629.7.067

А. С. Бычков, канд. юрид. наук,
С. Р. Игнатович, д-р техн. наук,
А. Г. Моляр, канд. техн. наук

Основные виды и причины разрушения конструктивных элементов из алюминиевых сплавов отечественных воздушных судов транспортной категории

Государственный научно-исследовательский экспертно-криминалистический центр МВД Украины

Национальный авиационный университет

Институт металлофизики им. Г. В. Курдюмова НАН Украины

На основе обширного статистического материала, охватывающего многолетний период эксплуатации отечественных воздушных судов транспортной категории ГП «Антонов», проведен углубленный анализ основных видов и причин разрушения их конструктивных элементов из алюминиевых сплавов. Представлены микрофрактографические картины типичных разрушений, вызванных различными эксплуатационными факторами, позволяющие прогнозировать характерные виды и стадии разрушения конструктивных элементов.

Ключевые слова: эксплуатационные разрушения, конструктивные элементы, агрегаты воздушных судов транспортной категории, алюминиевые сплавы, коррозия, усталость.

В [1] обсуждается новый аспект взаимосвязи юридически-правовой поддержки жизненного цикла авиационной техники с проблемой обеспечения безопасности конструкций воздушных судов на стадии их проектирования, производства и эксплуатации, способствующей продуктивному решению этих проблемных вопросов путем создания базы сотрудничества специалистов юридического профиля и создателей авиационной техники. Там же намечены пути дальнейшего поэтапного решения сформулированной проблемы, в качестве которых на первом этапе исследований рекомендуется провести анализ типичных видов и причин разрушений элементов конструкций из различных материалов. В порядке реализации этих рекомендаций ниже проведен такой анализ разрушений конструктивных элементов из алюминиевых сплавов агрегатов крыла, фюзеляжа и шасси самолетов ГП «Антонов» за длительный период их эксплуатации, обобщающий и дополняющий исследования, проведенные ранее в работах [2 – 14].

Если не учитывать влияние так называемого «человеческого фактора», то все случаи разрушения деталей или агрегатов самолета обусловлены тремя основными причинами [1] – коррозией, усталостью и износом. Поскольку для узлов триботехнического назначения алюминиевые сплавы практически не применяют, то последняя из перечисленных причин разрушения для них (за исключением эрозийного износа) не актуальна.

Ниже проанализирован опыт эксплуатации самолетов фирмы «Антонов» за 40 лет, в частности, оценены коррозионные повреждения силовой конструкции планера, изготовленной из алюминиевых сплавов, указаны причины возникновения коррозии, ее виды, способы устранения и ее возможное влияние на ресурсные характеристики конструкции.

На протяжении длительного периода эксплуатации на элементах конструкции выявлены такие виды коррозии и коррозионные повреждения: питтинговая, расслаивание, межкристаллитная, щелевая, контактная и коррозионное растрескивание (КР) (таблица).

**Коррозионные и коррозионно-механические повреждения,
обнаруженные на элементах конструкций самолетов Ан,
и причины их возникновения**

№ п/п	Наименование элементов конструкции, на которых чаще всего наблюдались коррозионные повреждения	Типы самолетов	Материал	Виды обнаруженной коррозии и трещины	Причины возникновения дефектов
ФЮЗЕЛЯЖ					
1	Нижняя часть фюзеляжа вдоль оси симметрии самолета (зона под полом): – внутренняя обшивка, элементы силового набора (наиболее интенсивные повреждения в зоне расположения бытовых помещений и туалетов)	Ан-22 Ан-24 Ан-26 Ан-30 Ан-32 Ан-124	Д16Т Д16чТ	Питтинговая, расслаивающая, межкристаллитная, щелевая, контактная, КР	Накопление влаги под полом из-за отсутствия дренажа, недостаточное проветривание; вытекание коррозионно-активных веществ
	– обшивка и стрингеры в зоне сварных точек (клеесварные соединения)	Ан-22 Ан-24	Д16Т Д16чТ		Выкрашивание клеевого шва из-под стрингера и оголение поверхности обшивки, адсорбция влаги в создавшихся зазорах
	– трещины стрингеров	Ан-72 Ан-74 Ан-124	01420Т1		Монтажные и внутренние напряжения, недостаточная коррозионная стойкость материала
	– стояки, силовые шпангоуты с трещинами низинок и боковой части в зоне отверстий крепления, в нижних поясах	Ан-12 Ан-24	В95Т1 В93Т1		Монтажные напряжения, неблагоприятный контакт разнородных материалов
2	Внешняя поверхность обшивки в зоне стыков	Ан-24 Ан-26 Ан-30	Д16Т Д16чТ	Щелевая, расслаивающая	Накопление влаги, грязи в зазорах
3	Поверхность боковой стенки между низинками 20 – 21 шпангоутов, низинки шпангоутов 18 – 23 в нише шасси	Ан-72 Ан-74	Д16чТ	Питтинговая, расслаивающая	Повреждение ЛКП ударами камней во время посадки на грунтовые аэродромы
4	Горизонтальные полки верхних и нижних поясов бортовых балок	Ан-12	Д16Т	Расслаивающая, КР	Влага, химические добавки, монтажные напряжения
5	Низ фюзеляжа под защитными листами между шпангоутами 59 – 62	Ан-12	Д16Т	Щелевая, контактная, расслаивающая	Накопление влаги, грязи под защитными титановыми листами, контакт разнородных металлов, попадание жидкости из туалета

Продолжение таблицы

№ п/п	Наименование элементов конструкции, на которых чаще всего наблюдались коррозионные повреждения	Типы самолетов	Материал	Виды обнаруженной коррозии и трещины	Причины возникновения дефектов
КРЫЛО И ОПЕРЕНИЕ					
6	Внешняя поверхность обшивки верхних и нижних панелей крыла возле горловины сливных кранов, зенкованных отверстий под заклепки и болты крепления панелей, отверстия крепления бортовых уголников мотогондол, в зоне продольных стыков, возле дренажных отверстий, а также возле заливных горловин и люков топливометров. Трещины на торцах обшивки верхних панелей средней части крыла (СЧК)	Ан-12 Ан-22 Ан-24 Ан-26 Ан-30 Ан-32 Ан-72 Ан-124	В95Т1 В95пчТ1 Д16Т Д16чТ АК-6 (окантовки)	Питтинговая, расслаивающая, щелевая, контактная, КР, КВ	Действие влажных и агрессивных атмосфер, отсутствие защитного покрытия на поверхности зенкованных отверстий, электрохимические процессы во время контакта во влажной среде разнородных металлов обшивки и крепежа, щелевой эффект в зоне продольных стыков
		Ан-24 Ан-26	В95Т1		Повреждение защитного покрытия при сборочных работах
7	Внешняя поверхность обшивки верхних и нижних поясов, балок и рам лонжеронов крыла (часто в местах стыка нижнего пояса 2 лонжерона с фитингами стоек шпангоутов)	Ан-12 Ан-24 Ан-26 Ан-30	В95Т1 Д16Т В95пчТ1 Д16чТ	Питтинговая, расслаивающая, контактная	Накопление влаги, копоти и грязи на поверхности поясов лонжеронов, повреждение ЛКП, накопление влаги в зазоре между поясом и фитингом стойки лонжерона
8	Внутри кессона центроплана, где установлены мягкие топливные баки: – на элементах силового набора; – на обшивке верхних и нижних панелей; – на балках лонжеронов	Ан-22 Ан-24 Ан-26 Ан-30	В95Т1 Д16Т	Питтинговая, расслаивающая, щелевая	Недостаточное сливание влаги, ее накопление под пенопластовыми вставками вследствие их непроклея и установки с зазорами от стрингеров и лонжеронов
9	Внутри герметичных баков-кессонов СЧК (в местах отслоения герметика)	Ан-24 Ан-26	Д16Т Д16чТ В95Т1	Расслаивающая, КВ	Примеси влаги и агрессивных ингредиентов в топливе, нанесение герметика с нарушением технологии
10	Внутри кессона СЧК в зонах установки стальных саморезов и металлизации топливных баков. Повреждения на поверхности обшивки, стрингерах верхних и нижних панелей, поясов нервюры	Ан-12	В95Т1 Д16Т	Расслаивающая, контактная, КР (усталостное развитие), КУ	Влага, контакт разнородных металлов

Продолжение таблицы

№ п/п	Наименование элементов конструкции, на которых чаще всего наблюдались коррозионные повреждения	Типы самолетов	Материал	Виды обнаруженной коррозии и трещины	Причины возникновения дефектов
КРЫЛО И ОПЕРЕНИЕ					
11	Внутренняя поверхность верхних и нижних поясов лонжеронов СЧК	Ан-12 Ан-24 Ан-26 Ан-30	Д16Т	КР (усталостное развитие)	Повреждения защитного покрытия, влага; монтажные нагрузки создают растягивающие статические напряжения в зоне крепежных отверстий
12	Внутри герметичных баков-кессонов на поверхности нижних панелей между 19 и 20 НК	Ан-74	Д16чТ	Расслаивающая, КР	Некондиционное топливо
13	Внешняя поверхность: – обшивки носка, верхних и нижних панелей; – стабилизатора; – стенок и поясов лонжеронов вертикального и горизонтального оперения	Ан-24 Ан-26 Ан-30	Д16Т Д16АТ Д16чТ	Питтинговая, расслаивающая, контактная	Конденсация и накопление влаги, контакт разнородных металлов
		Ан-12	Д16Т		Накопление влаги, грязи химических добавок (в результате сгорания топлива); контакт разнородных металлов
14	Внутренняя поверхность верхних и нижних панелей стабилизаторов, киля, горизонтальных полок стингеров стабилизаторов, киля в местах крепления обшивки методом сварки	Ан-22 Ан-24 Ан-26 Ан-30	Д16Т Д16АТВ	Щелевая, расслаивающая	Влага и повышенные вибрационные нагрузки; отслаивание, выкрашивание клеевых валков и оголение поверхности обшивки; накопление влаги в зазорах
15	Кронштейны: – узлов навески элеронов; – рулей высоты; – рулей направления; – навески моторам; – навески ramпы, крепления боковых замков ramпы; – крепления боковых раскосов монорельсов закрылков; – навески монорельсов закрылков; – крепления подъемников закрылков с трещинами в проушинах, по крепежным отверстиям, по ребрам жесткости	Ан-72 Ан-74 Ан-24 Ан-26 Ан-22	Д16чТ АК6Т1 АК6 В95Т1 В93Т1	Язвенная, расслаивающая, контактная, КР	Нарушение технологии нанесения защитного покрытия; повреждение защитного покрытия; внутренние или монтажные напряжения в узлах крепления деталей; контакт разнородных металлов (например, со втулкой из стали 30ХГСА, стальными болтами)

Продолжение таблицы

№ п/п	Наименование элементов конструкции, на которых чаще всего наблюдались коррозионные повреждения	Типы самолетов	Материал	Виды обнаруженной коррозии и трещины	Причины возникновения дефектов
КРЫЛО И ОПЕРЕНИЕ					
16	<p>Стыковочные фитинги:</p> <ul style="list-style-type: none"> – лонжеронов СЧК и ОЧК с трещинами на верхних горизонтальных ребрах, в радиусных переходах, отверстиях под болт крепления лапки, отверстиях крепления; – центроплана со стойками шпангоутов в отверстиях крепления языка фитинга, радиусных переходах вертикальной стенки к полке; – стойки 2 лонжерона; – нервюр с лонжеронами киля и стабилизатора в зоне отверстий крепления; – лонжерона стабилизатора с фюзеляжем вдоль ребра фитинга, в отверстиях крепления 	Ан-12 Ан-24 Ан-22	АК6 В93Т1	Расслаивающая, межкристаллитная, контактная (усталостное развитие)	Отсутствие смазки в зоне стыка фитингов, некачественное нанесение покрытия после зачистки поверхности фитингов во время эксплуатации; монтажные напряжения, неблагоприятный контакт со стальными болтами
17	<p>Профили разъемов крыла и оперения с трещинами в области:</p> <ul style="list-style-type: none"> – радиусных закруглений фрезерования под обшивку и ленту (возле стрингеров 2 и 6); – отверстий крепления щелевой ленты; – отверстий под стыковой болт; – перемычек между колдцами 	Ан-12 Ан-22	В95Т1 Д16Т Д16чТ В93Т1	Расслаивающая, контактная, КР (усталостное развитие)	Повреждение ЛКП, выбоины, наличие стальных саморезов крепления облицовки контейнера топливных баков, накопление влаги в зоне радиусных переходов и под щелью, лентой, контакт разнородных металлов, монтажные напряжения
ШАССИ					
18	<p>Кронштейны:</p> <ul style="list-style-type: none"> – внутренних окон шасси; – навески главной стойки шасси по шпангоуту 27; – привода клапана согласования; – механизма управления выключателем сигнализации стойки опоры основного шасси; – узла навески окна стоек шасси с трещинами в проушинах кронштейнов в зоне отверстий крепления стальными болтами 	Ан-22 Ан-12	В93Т1 АК6Т1	Контактная, КР (усталостное развитие)	Недостаточная антикоррозионная защита сопряженных деталей из разнородных материалов, монтажные напряжения
		Ан-122	ВАЛ110Т5 ВАЛ119Т5 АК6Т1		Повреждение анодной пленки; влияние растягивающих внутренних напряжений, возникающих при запрессовке подшипника

Окончание таблицы

№ п/п	Наименование элементов конструкции, на которых чаще всего наблюдались коррозионные повреждения	Типы самолетов	Материал	Виды обнаруженной коррозии и трещины	Причины возникновения дефектов
19	Фитинги на балке передней ноги шасси с трещинами в радиусном переходе поверхностей фитинга	Ан-12	АК6Т1	Межкристаллитная, КР	Повреждение защитного покрытия, внутренние напряжения
20	Рычаги колес	Ан-22	В93Т1	КР	Монтажные напряжения, внутренние напряжения после закалки

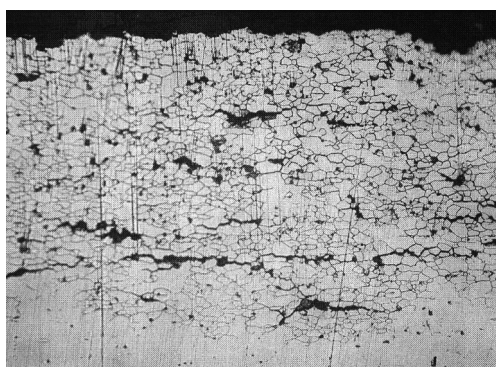


Рис. 1. Межкристаллитная коррозия алюминиевого сплава с элементами расслаивающей, x 200

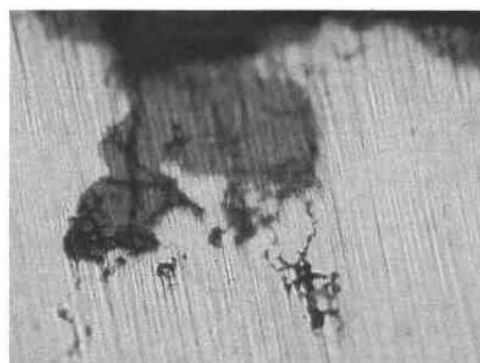


Рис. 2. Очаг зарождения коррозионной трещины (коррозионная язвина), x 500

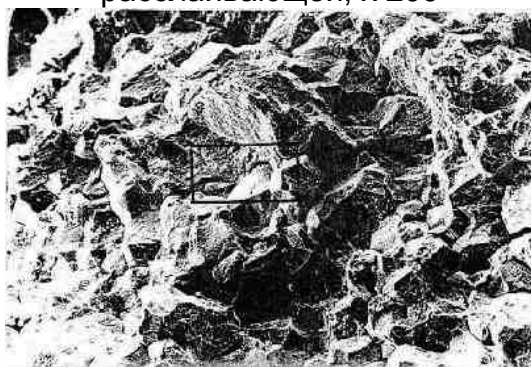


Рис. 3. Микрофрактографические особенности межзеренного коррозионного механизма разрушения, x 400

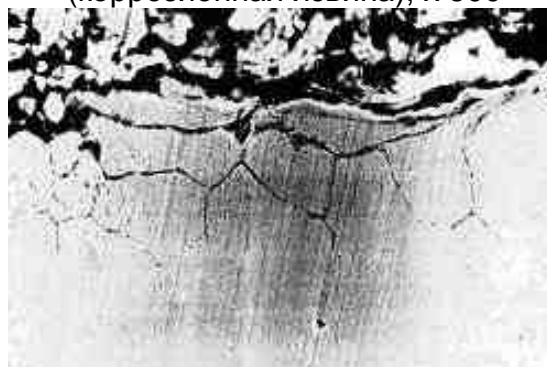


Рис. 4. Сетка межзеренных трещин на нетравленном микрошлифе, x 1500



Рис. 5. Расслаивающая коррозия, x 320



Рис. 6. Коррозионно-усталостное разрушение, x 500

Характер коррозионного повреждения алюминиевых деталей планера самолета зависит от следующих факторов:

- выбранного для данной конструкции сплава;
- технологии изготовления полуфабриката, детали и узла в целом;
- конструктивных особенностей узла или агрегата;
- места расположения конкретного элемента в конструкции планера;
- наличия коррозионной среды и характера ее влияния;
- наличия и качества защитных покрытий и соблюдения установленных требований по их применению;
- наличия и своевременности выполнения регламентных работ по обслуживанию;
- выполнения обработки профилактическими антикоррозионными смесями.

Учитывая указанные факторы, влияющие на коррозионное повреждение материалов в конструкции самолета, можно выделить четыре этапа обеспечения антикоррозионной защиты:

1. Выбор материала для конкретной конструкции (тип сплава, система легирования, тип полуфабриката – прессованный, кованный или катаный, вид термической обработки, наличие или отсутствие плакированного слоя).

2. Выбор конструктивного решения, учитывающего коррозионное поведение узла или агрегата (наличие или отсутствие застойных зон; возможность вентилирования пространства зоны; наличие дренажных отверстий; наличие электрохимического контакта; возможность выполнения сборочных работ на сыром грунте или герметике; отсутствие подгонки деталей по месту, т.е. конструирование с гарантированным зазором между элементами, стыкующимися между собой; учет возможного влияния фреттинга).

3. Выбор защитных покрытий (схемы покрытий в зависимости от материала узла и места его расположения; разделение электрохимических пар; нанесений профилактических смесей).

4. Выполнение периодических осмотров и регламентных работ в эксплуатации (статистическое выявление опасных по коррозии зон; обязательное и своевременное удаление коррозионных повреждений; восстановление поврежденных покрытий и профилактических смесей).

Поскольку планер самолета в основном изготовлен из алюминиевых сплавов, в том числе и высокопрочных, то вопросы коррозии при проектировании и изготовлении воздушных судов транспортной категории являются чрезвычайно актуальными. Опыт эксплуатации самолетов этого класса показывает, что полностью исключить коррозию алюминиевых сплавов невозможно, особенно это касается воздушных судов с длительным сроком эксплуатации. Это обусловлено, в первую очередь, невозможностью полного исключения контакта разнородных материалов, старением лакокрасочных покрытий, технологическими и эксплуатационными повреждениями плакированного слоя, анодных и гальванических покрытий, возможными дефектами структуры, наличием агрессивных сред и т. д.

Исходя из характерных типов коррозионного повреждения и места расположения конкретного элемента планера, при проектировании выбирают материал конструкции и схему его покрытия с учетом вышеперечисленных всех факторов. Рассмотрим несколько характерных примеров необходимости учета коррозионной стойкости алюминиевых сплавов при проектировании воздушных судов транспортной категории.

Пример 1

При проектировании крыла самолета верхние панели, которые в полете нагружаются напряжениями сжатия, логично изготавливать из алюминиевого сплава, имеющего максимальную статическую прочность. Традиционно их предлагают изготавливать из катаных плит или прессованных полуфабрикатов из сплава В95 (международный аналог – сплав 7075). Сегодня проводят работы по применению сплава В96Ц3 (аналог – сплав 7055). Исходя из условий прочности логично было бы применять прессованные полуфабрикаты с термической обработкой на максимальную прочность (закалка с последующим одноступенчатым старением), что обеспечивает минимальную массу крыла. Однако, учитывая коррозионный фактор, верхнюю часть крыла, как правило, проектируют из катаных плит, подвергающихся смягчающей термической обработке с двухступенчатым старением, которая снижает статическую прочность, зато повышает минимальный уровень критического напряжения чувствительности к коррозионному растрескиванию. Это позволяет обеспечить гораздо меньшую, чем в прессованных полуфабрикатах, склонность к расслаивающей коррозии. Прочность панелей при таком подходе уменьшается на ~10 %, и соответственно возрастает масса крыла, однако при этом обеспечивается коррозионная стойкость [12].

Пример 2

Передние кромки крыла, кия и стабилизатора в полете могут подвергаться обледенению, поэтому их обогревают горячим воздухом. Для обеспечения термостойкости указанные детали изготавливают из сплава АК4-1. Помимо воздействия повышенной температуры, такие детали также подвергаются интенсивному эрозионному износу воздушно-песчаной смесью. Интенсивный воздушно-песчаный поток приводит к разрушению лакокрасочного покрытия, анодной пленки и плакированного слоя, что, в свою очередь, сопровождается развитием питтинговой коррозии в местах разрушения антикоррозионной защиты материала. Для защиты от эрозионного износа традиционно применяли антиэрозионные покрытия, имеющие значительную толщину, что существенно ухудшает работоспособность противообледенительной системы. Наиболее эффективным способом защиты от коррозионных повреждений передних кромок крыла и оперения стало применение коррозионно-стойкого неплакированного листа из сплава 1370 (международный аналог – сплав 6013).

Пример 3

Условия эксплуатации конструкций фюзеляжа в подпольном и напольном пространстве с точки зрения коррозионного влияния принципиально различны. Верхняя часть фюзеляжа хорошо проветривается, не имеет застойных зон, кроме узлов крепления кресел и порогов дверей, что позволяет применять «облегченную» систему покрытий для обеспечения антикоррозионной защиты.

В нижней части фюзеляжа (в подпольном пространстве), где имеется множество застойных зон, необходимо обеспечить возможность принудительного проветривания, доступ для осмотра, выполняют дренажные отверстия, герметизируют соединения обшивка-стрингер, обшивка-шпангоут (с одной или двух сторон стрингера или шпангоута в зависимости от зоны расположения). Все эти меры приводят к заметному увеличению массы конструкции и снижению надежности по усталости, однако позволяют продлить жизненный цикл конструкции в реальных условиях эксплуатации.

Для алюминиевых сплавов щелочная среда является чрезвычайно агрессивной, поэтому при проектировании самолета особое внимание необходимо уде-

лять зонам размещения аккумуляторных батарей, буфетов и туалетов, которые должны быть выделены в отдельные герметичные блоки. Необходимо запрещать перевозку животных без специальных поддонов.

Пример 4

Важным этапом предупреждения коррозионных повреждений узлов планера является этап изготовления. Опыт эксплуатации свидетельствует о том, что большинство коррозионных повреждений обнаруживается не в регулярных местах конструкций, а в местах расположения крепежных деталей (под зенковками), в местах подгонки деталей, т.е. там, где нарушается анодная пленка, а также в других производственных повреждениях. Поэтому очень важно запрещать применение механической обработки после анодирования и предварительной грунтовки деталей, т.е. необходимо правильно выстроить технологический процесс монтажа агрегатов. Часто основной причиной коррозионного растрескивания деталей являются монтажные напряжения, которые, действуя одновременно с незначительными эксплуатационными нагрузками, становятся в сумме больше предельно допустимых. Для предупреждения монтажных напряжений необходима точная предварительная подгонка деталей, соединяющихся между собой. Это является важнейшим антикоррозионным фактором при производстве самолетов.

Приведем некоторые характерные случаи разрушения алюминиевых деталей, одной из причин которых являлся коррозионный фактор. При этом следует отметить, что для разрушения авиационных конструкций одного фактора бывает недостаточно.

Разрушение стрингеров из сплава 01420

Поскольку алюминиево-литиевый сплав 01420 при одинаковой статической прочности на 10 % легче традиционного сплава Д16Т и имеет больший на 14 % модуль упругости [14], то в конструкции фюзеляжа самолета Ан-124 «Руслан» в наименее нагруженных зонах (головной и хвостовой частях) были применены стрингерные профили из сплава 01420ТГ1. До этого сплав 01420 впервые был использован в самолете Ан-72.

Через 15 лет эксплуатации при проведении регламентных работ на лидерном самолете были обнаружены трещины в стрингерных профилях из сплава 01420 (рис. 7), в то время как более нагруженные стрингеры в центральной зоне фюзеляжа, изготовленные из сплава Д16Т, трещин не имели.



Рис. 7. Общий вид поверхности излома стрингера из сплава 01420

Детальные фрактографические исследования показали, что трещины носят хрупкий межзеренный характер, свойственный коррозионному растрескиванию (рис. 8, а). По мере роста трещины кое-где появляются признаки усталости (рис. 8, б), долом – вязкий, ямочный. Такой характер разрушения позволил предположить, что на стрингеры действуют значительные внешние нагрузки, превышающие критические значения для коррозии под напряжением с последующим усталостным разрушением.

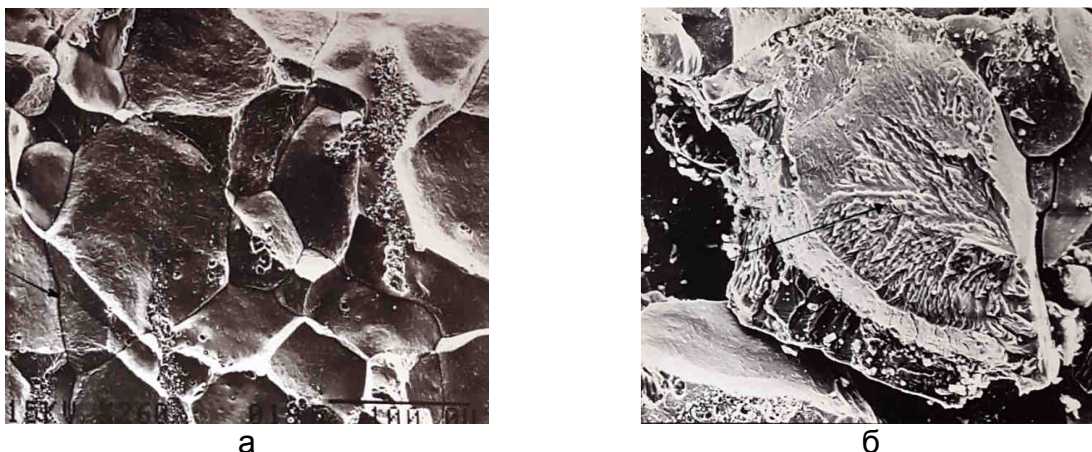


Рис. 8. Фрактограммы излома стрингера из сплава 01420:
а – коррозионное растрескивание, х 100; б – усталостный излом, х 400

Данное предположение было подтверждено отсутствием трещин на профилях из сплава 01420 на самолете Ан-72, который имел большой календарный срок эксплуатации. При появлении трещин на других самолетах и проведении замеров, действующих в полете на стрингеры нагрузок, принятое пояснение характера разрушения было отклонено. Исследователи обратили внимание на два фактора:

- трещины были обнаружены только в верхней зоне и отсутствовали в нижней зоне фюзеляжа, несмотря на то, что нижняя зона в плане коррозионного влияния более активна (возможно скопление конденсата, попадание влаги под груз и т.д.);

- самолет Ан-124 в отличие от других выполнял регулярные грузовые перевозки в зоне жаркого и тропического климата.

Проведенные исследования на коррозионное растрескивание после 100-часовой выдержки сплава при температуре 100 °С показали резкое (в несколько раз) снижение критического напряжения и подтвердили коррозионный характер разрушения. Выполненные летом замеры температуры на верхней части фюзеляжа в условиях аэропорта в Ташкенте подтвердили нагрев верхней зоны до температуры 100...105 °С. По результатам проведенных исследований было принято решение о запрещении применения алюминий-литиевых сплавов в самолетах «Ан». С другой стороны, эти работы привели к изменению отраслевым институтом ВИАМ режимов термической обработки сплава 01420 и появлению других алюминий-литиевых сплавов, где влияние эксплуатационных нагревов было учтено.

На самолете Ан-72 также проявилась коррозия на профилях из сплава 01420, однако гораздо позднее, и это также привело к их разрушению (рис. 9).

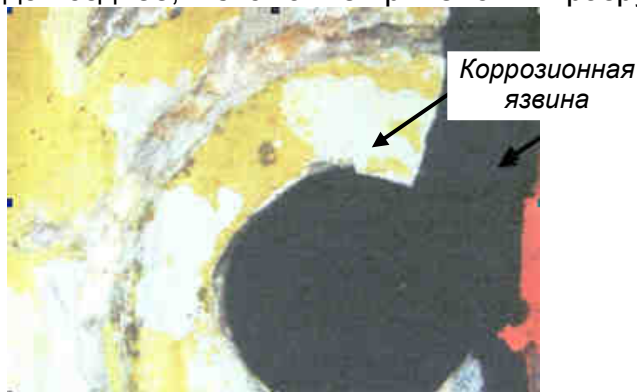


Рис. 9. Поверхность профиля из сплава 01420 с коррозионными язвинами, х 10

Разрушение кронштейна из сплава АК6

В конструкции многих самолетов «Ан» для изготовления штампованных деталей типа «кронштейн» широко применяли алюминиевый сплав АК6, который отличается хорошей технологической пластичностью и достаточно высокими характеристиками прочности. Тем не менее, анализ эксплуатационных разрушений деталей из сплава АК6, в частности на самолетах Ан-26, Ан-72 и Ан-124 «Руслан», показал, что причиной выхода их из строя является расслаивающая коррозия. Классическим в этом плане было разрушение кронштейна элерона самолета Ан-26 (рис.10).

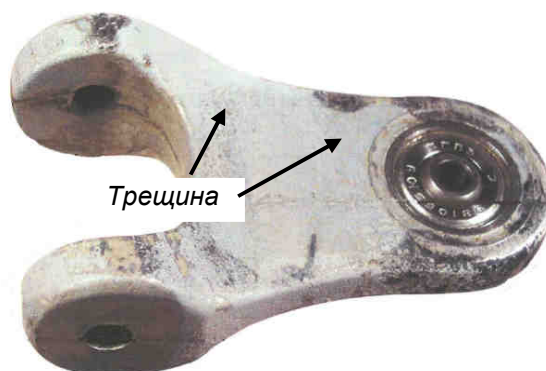


Рис. 10. Внешний вид разрушенного в эксплуатации кронштейна элерона самолета Ан-26 из сплава АК6

При металлографических и фрактографических исследованиях было установлено, что разрушение проходило по границам зерен (рис. 11) и носило хрупкий характер (рис. 12). Причиной разрушения стала расслаивающая коррозия. Для предотвращения подобных разрушений было принято решение о замене сплава АК6 на сплав В93Т3 с более высокими антикоррозионными характеристиками.

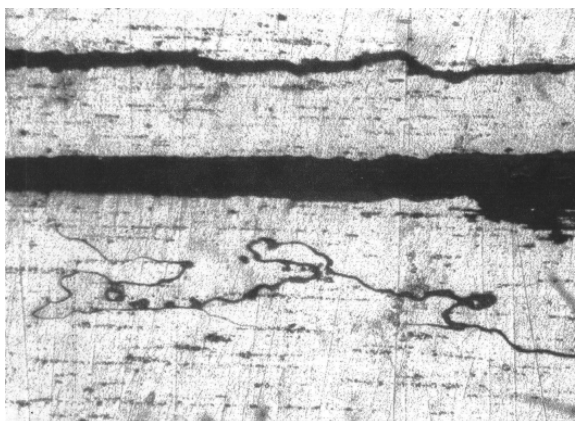


Рис. 11. Микроструктура кронштейна элерона самолета Ан-26 из сплава АК6 (шлиф не травлен), х 500

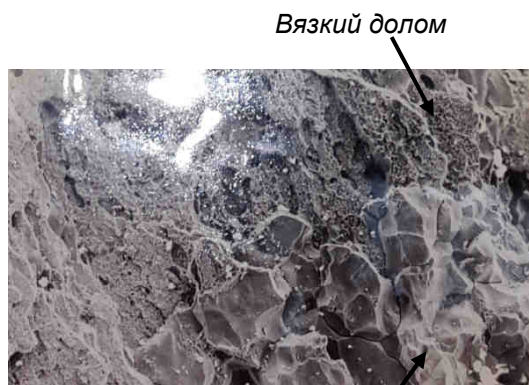


Рис. 12. Фрактограмма излома кронштейна элерона самолета Ан-26 из сплава АК6, х 940

Разрушение кронштейна из сплава В93Т1

В конструкции самолета Ан-22 широко использовали поковки из высокопрочного алюминиевого сплава В93 с термической обработкой по режиму Т1, который характеризуется максимальными значениями прочности, однако пониженными характеристиками коррозионной стойкости. Опыт эксплуатации показал, что

практически все разрушения деталей из сплава В93 происходили по коррозионному механизму. Примером является эксплуатационное разрушение кронштейна навески монорельса закрылка самолета Ан-22 при 1780 полетах (3505 ч). Зарождение и развитие эксплуатационной трещины на первом этапе происходили по механизму коррозионного растрескивания, который носит межзеренный характер с образованием трещин, в том числе и в направлении, перпендикулярном магистральной. В дальнейшем трещина развивалась по смешанному механизму – на фоне межзеренного коррозионного разрушения были выявлены фасетки усталости (рис. 13), окончательный долом – вязкий, ямочный.



Рис. 13. Фрактограмма излома кронштейна элерона самолета Ан-26 из сплава В93Т1, х 1000

Как следует из приведенного примера, коррозионное разрушение на определенном этапе приводит к появлению в трещине напряжений, достаточных для усталостного разрушения и, в конечном итоге, к раннему выходу из строя детали. Для предотвращения такого явления было принято решение о применении сплава В93 в состоянии термической обработки, что вызывает некоторое снижение характеристик прочности, но при этом резко повышает сопротивление коррозии.

Таким образом, можно сделать вывод, что коррозионная защищенность планера самолета в значительной степени зависит как от принятых конструкторских решений и качества их выполнения, так и от понимания важности этого вопроса исполнителями (конструктором и производителем), что не всегда наблюдается на практике (человеческий фактор [1]).

Следует отметить, что обеспечение коррозионной стойкости планера на этапе проектирования ближе к искусству, интеллектуальному творчеству, чем к принятию стандартных инженерных решений или выполнению расчетов, поскольку единого универсального рецепта антикоррозионной защиты не существует. Это обусловлено необходимостью учета при проектировании большого количества действующих на самолет факторов (требований по прочности и массе узлов, влияния окружающей среды, в том числе и с учетом грузов, контактного взаимодействия разнородных материалов, стоимости материалов конструкции и т.д.). Подтверждением этого является тот факт, что 80 % эксплуатационных разрушений не совпадают с разрушениями, полученными при лабораторных экспериментах. В связи с этим часто решение принимают исходя из опыта и интуиции исполнителя.

Усталость

Известно, что усталость – процесс постепенного накопления повреждений материала под действием переменных напряжений, который приводит к измене-

нию свойств, появлению трещин, их развитию и разрушению [18 – 20]. Усталостное разрушение – разрушение материала объекта, который разрушается до полной потери прочности или работоспособности вследствие распространения усталостной трещины. Принято различать малоцикловую и многоцикловую усталость. Малоцикловая усталость – усталость материала, при которой усталостное повреждение или разрушение обусловлено упругопластическим деформированием. Многоцикловая усталость – усталость материала, при которой усталостное повреждение или разрушение обусловлено в основном упругим деформированием.

Разрушение по усталостному механизму является результатом действия циклических динамических нагрузок различного характера. В реальных случаях оно, как правило, сопровождается действием на деталь дополнительных непредвиденных факторов (конструктивных, эксплуатационных, производственных, действием окружающей среды, качества материала и др.). Основными факторами, влияющими на усталостную долговечность деталей, являются наличие концентраторов напряжений, остаточные напряжения, в частности технологического происхождения, состояние поверхности детали, наличие поверхностных дефектов, режимы нагружения, влияние среды. Результатом действия дополнительных факторов является непредсказуемость усталостного разрушения и необходимость контроля состояния конструкции в процессе жизненного цикла ответственных узлов самолета [20 – 21].

Рассмотрим некоторые характерные примеры усталостных разрушений деталей из алюминиевых сплавов самолетов серии «Ан».

Разрушение нижнего пояса лонжерона крыла самолета Ан-12 из сплава Д16Т

Разрушение нижнего пояса (из сплава Д16Т) второго лонжерона крыла самолета Ан-12 является примером классического усталостного разрушения с зарождением усталостной трещины от концентратора напряжений – отверстия для деталей крепления. На макрофрактограмме четко видно влияние периодических высоких удельных нагрузок на развитие трещины (рис. 14), а микрофрактограмма подтверждает высокую жизнеспособность сплава Д16Т, указывая на длительный период роста трещины под действием циклических напряжений (рис. 15).



Рис. 14. Излом нижнего пояса лонжерона крыла самолета Ан-12 из сплава Д16Т

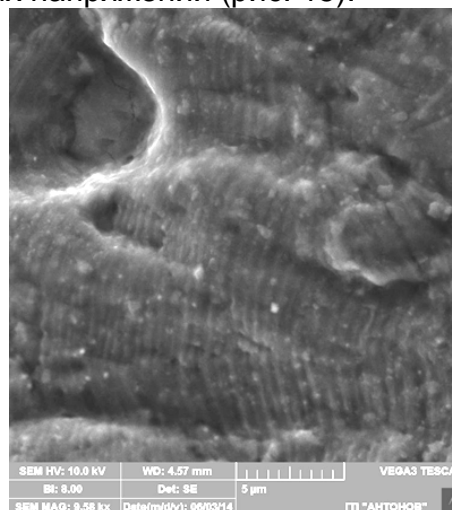


Рис. 15. Фрактограмма излома нижнего пояса лонжерона крыла самолета Ан-12 из сплава Д16Т

Разрушение профиля из сплава Д16Т

Как следует из фрактограмм усталостного разрушения профиля из сплава Д16Т, очагом образования трещины стал поверхностный дефект профиля (рис.16, а), дальнейшее развитие было равномерным, рост за цикл нагрузок приблизительно одинаковый (рис.16, б), а долом характеризуется мягким ямочным микрорельефом (рис.16, в).

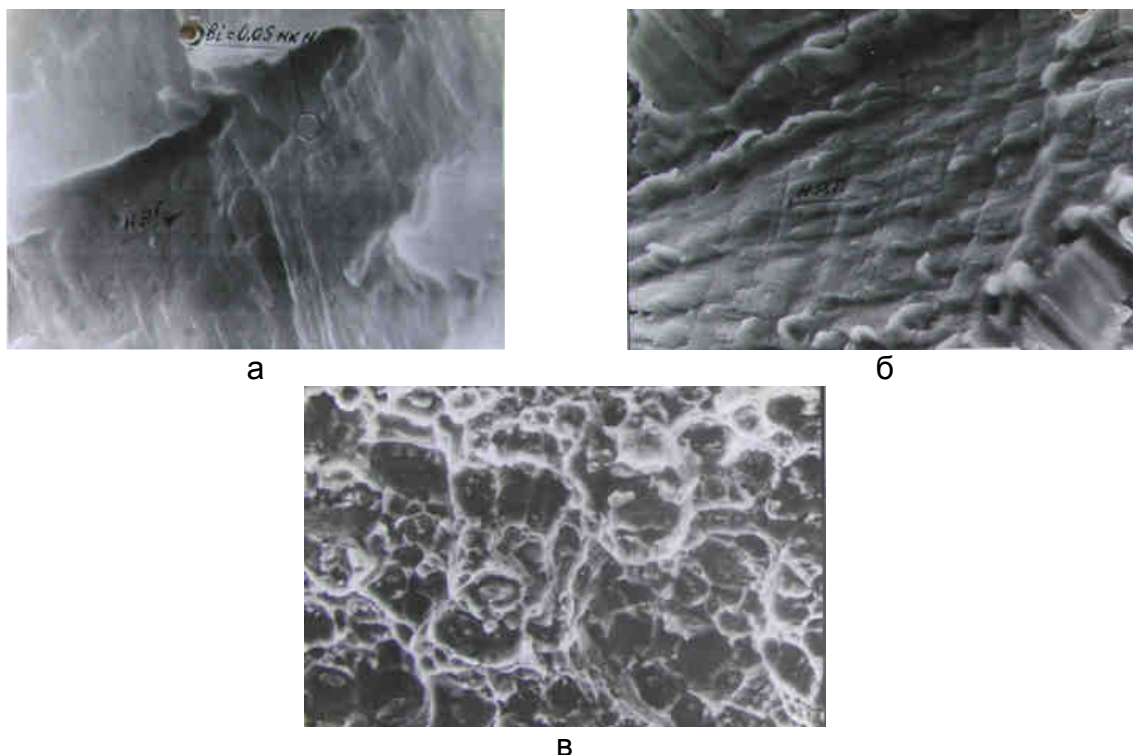


Рис. 16. Фрактограммы излома профиля из сплава Д16Т в зоне усталости (а – х 16000; б – х 1800) и в зоне статического долома (в – х 1500)

Выводы

1. Проведен анализ основных видов и причин разрушения конструктивных элементов из алюминиевых сплавов отечественных воздушных судов транспортной категории, созданных на ГП «Антонов», эксплуатирующихся в течение 20 – 40 лет.

2. Приведены многочисленные микрофрактографические картины типичных коррозионных разрушений конструктивных элементов из алюминиевых сплавов под действием различных эксплуатационных факторов, позволяющие проанализировать характерные виды и стадии их разрушения в зависимости от места расположения конструктивного элемента в агрегате воздушного судна.

3. Показано, что в соответствии с требованиями Норм летной годности и результатами анализа надежную эксплуатацию по условиям усталости с учетом коррозии обеспечивают, руководствуясь положениями о допустимых повреждениях (эксплуатационной живучести).

Для оценки вероятности возникновения коррозионных повреждений в определенных местах конструкции за период между осмотрами используют статистический метод оценки скорости их роста по данным осмотра конструкций в период эксплуатации (такой подход использован для назначения ресурсов самолетов Ан-22, Ан-24 и др.).

Список литературы

1. Бычков, А. С. О взаимосвязи юридически-правовой поддержки жизненного цикла воздушных судов и проблемы обеспечения безопасности их конструкций [Текст] / А. С. Бычков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4 (84).– Х., 2015. (в печати)
2. Дубинский, В. С. Порядок учета возможного снижения прочностных характеристик авиаконструкций из-за коррозии при установлении ресурса планера [Текст] / В. С. Дубинский // Отчет ЦАГИ. – 1972. – №5004.
3. Куранов, В. Н. Проблемы коррозии в современном авиационном строении (Обзоры по материалам открытой иностранной печати за 1970 – 1984 гг.) [Текст] / В. Н. Куранов, Л. А. Лебедева, Н. Н. Клочкова // Отчет ЦАГИ. – 1987. – №672.
4. Игнатович, С. Р. Мониторинг выработки усталостного ресурса летательных аппаратов [Текст]: моногр. / С. Р. Игнатович, М. В. Карускевич. – К.: НАУ, 2014. – 244 с.
5. Обнаружение, устранение коррозии, восстановление и усиление противокоррозионной защиты элементов конструкции планера изделий Ан-24, Ан-24Т, Ан-26, Ан-30, Ан-32 в эксплуатации и при капитальном ремонте [Текст] // Производственная инструкция ОПИ 472-87. – 1987.
6. Определение скорости роста трещины у алюминиевого сплава В93пчТ1 в различных средах при длительном статическом нагружении [Текст] // Технический отчет ВИАМ. – 1991. – 32 с.
7. Айзенберг, Б. Е. Оценка и прогнозирование долговечности обшивок панелей планера воздушных судов, имеющих коррозионные повреждения: автореф. дис. ... канд. техн. наук / Айзенберг Борис Ефимович. – К., 1992. – 18 с.
8. Трофимов, В. А. Особенности эксплуатационных разрушений деталей шасси самолета [Текст] / В. А. Трофимов, А. Г. Моляр // Фіз.-хім. механіка матеріалів. – 2001. – №2. – С. 170 – 174.
9. Аболихина, Е. В. Коррозия самолетных конструкций из алюминиевых сплавов [Текст] / Е. В. Аболихина, А. Г. Моляр // Фіз.-хім. механіка матеріалів. – 2003. – №6. – С. 106 – 110.
10. Аболихина, Е. В. Коррозионная стойкость верхних панелей крыльев самолетов Ан-24, Ан-26 [Текст] / Е. В. Аболихина, А. И. Семенец, А. П. Еретин // Открытые информационные и компьютерные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 41.– Х., 2009. – С. 27 – 38.
11. Аболихина, Е. В. Коррозионная стойкость обшивок нижних панелей кессонов крыла самолетов Ан-24, Ан-26 / Е. В. Аболихина, А. И. Семенец, А. П. Еретин // Открытые информационные и компьютерные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 41.– Х., 2009. – С. 76 – 91.
12. Механіка руйнування і міцність матеріалів [Текст]: дов. посібник / за заг. ред. В. В. Панасюка. – Т. 9. Міцність і довговічність авіаційних матеріалів та елементів конструкцій / О. П. Осташ, В. М. Федірко, В. М. Учанін, С. А. Бичков та ін.; за ред. О. П. Осташ, В. М. Федірко. – Л.: Сколом, 2007. – 1068 с.
13. Фридляндер, И. Н. Алюминиевые сплавы в летательных аппаратах в периоды 1970 – 2000 и 2001 – 2015 гг. [Текст] / И. Н. Фридляндер // Технология легких сплавов. – 2002. – №4. – С. 12 – 17.
14. Белецкий, В. М. Алюминиевые сплавы (состав, свойства, технология, применение) [Текст]: справ. / В. М. Белецкий, Г. А. Кривов; под общ. ред. И. Н. Фридляндера. – К.: Коминтех, 2005. – 365 с.

15. Коррозия. Справочное издание [Текст]: пер. с англ. / под ред. В. С. Сивянского. – М.: Металлургия, 1981. – 624 с.
16. Голего, Н. Л. Фреттинг-коррозия металлов [Текст] / Н. Л. Голего, А. Я. Алябьев, В. В. Шевеля. – К.: Техника, 1974. – 272 с.
17. Уотерхауз, Р. Б. Фреттинг-коррозия [Текст] / Р. Б. Уотерхауз. – Л.: Машиностроение, 1976. – 272 с.
18. Трощенко, В. Т. Сопротивление усталости металлов и сплавов. [Текст] / В. Т. Трощенко, Л. А. Сосновский. – К.: Наук. думка, 1987. – Ч.1. – 602 с.
19. Трощенко, В. Т. Сопротивление усталости металлов и сплавов. [Текст] / В. Т. Трощенко, Л. А. Сосновский. – К.: Наук. думка, 1987. – Ч.2. – 1303 с.
20. Гребеников, А. Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций [Текст]: моногр. / А. Г. Гребеников. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. – 532 с.
21. Быков, М. Н. Выбор и назначение директивной технологии нанесения покрытий силовых авиаконструкций по критериям долговечности и экономической эффективности: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.02 / Быков Михаил Николаевич. – К.: Нац. авиац. ин-т, 2013. – 205 с.

Поступила в редакцию 06.12.15.

Основні види і причини руйнування конструктивних елементів з алюмінієвих сплавів вітчизняних повітряних суден транспортної категорії

На основі великого статистичного матеріалу, що охоплює багаторічний період експлуатації вітчизняних повітряних суден транспортної категорії ДП «Антонов», проведено поглиблений аналіз основних видів і причин руйнування їх конструктивних елементів з алюмінієвих сплавів. Наведено мікрофрактографічні картини типових руйнувань, викликаних різними експлуатаційними чинниками, які дозволяють прогнозувати характерні види і стадії руйнування конструктивних елементів.

Ключові слова: експлуатаційні руйнування, конструктивні елементи, агрегати повітряних суден транспортної категорії, алюмінієві сплави, корозія, втома.

Main Types and Reasons of Failure of Domestic Transport Aircraft Structural Components Made of Aluminum Alloys

In-depth analysis of main types and reasons of failure of structural components made of aluminum alloys is carried out at ANTONOV Company based on extensive statistical data covering multiyear operational period of domestic transport aircraft. Typical failure microfractographic patterns caused by different operational factors are shown allowing to predict specific types and stages of structure element failure.

Keywords: operational failure, structural elements, transport aircraft units, aluminum alloys, corrosion, fatigue.