

Коррозионная стойкость обшивок нижних панелей внутри кессонов крыла самолетов Ан-24, Ан-26

Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова (АНТК)

Ключевые слова: коррозия, панель, дренажное отверстие, очаг коррозии, обшивка, самолет, срок службы

Ключові слова: корозія, панель, дренажний отвір, осередок корозії, обшивка, літак, призначений термін

Keywords: corrosion, panel, drain hole, corrosion slat, skin, aircraft, life time

Коррозионное повреждение элементов конструкции самолетов, срок эксплуатации которых составляет 20 и более лет, является массовым дефектом, обнаруживаемым при выполнении периодического технического обслуживания самолетов как в эксплуатации, так и на базах технического обслуживания при выполнении базовых форм или капитальных ремонтов.

Особый интерес в этом плане представляет коррозионное состояние труднодоступных для осмотров зон конструкции планера и, в частности, кессонов крыльев самолетов, где образование коррозионных повреждений происходит в закрытых полостях и имеет свои специфические особенности. Поэтому важно знать причины образования коррозии в закрытых зонах, способы ее прогнозирования и обнаружения, а также скорость развития коррозионных повреждений. Коррозионное повреждение должно быть обнаружено своевременно, до того момента, когда его удаление потребует ремонта или снизит остаточную прочность силовой конструкции планера самолета ниже допустимого уровня.

Осмотр внутренних элементов конструкции крыла на предмет отсутствия коррозии производится после демонтажа съемных панелей центропланов или средней части крыла (СЧК). Демонтаж панелей является трудоемкой и дорогостоящей процедурой. Любые демонтажно-монтажные работы могут приносить дополнительные повреждения – царапины, нарушения покрытий, повреждение крепежа и анкерных гаек, смятие и скручивание мягких топливных баков. Поэтому, если с точки зрения своевременного выявления коррозии, панели необходимо демонтировать как можно чаще, то для эффективности эксплуатации самолета это желательно делать как можно реже.

Согласно требованиям МРС [1], закрытые зоны конструкции планера должны осматриваться с периодичностью не реже 1 раза в течение 8-10 лет, а внутренние элементы конструкции в местах возможного накопления влаги – один раз в 2 – 4 года. Кессоны крыльев самолетов Ан-24 и Ан-26 относятся к таким зонам.

Действительно, при сроке службы самолета 40-50 лет и периодичности демонтажа съемных панелей 2-4 года, кессон центроплана придется вскрывать не менее 10-12 раз. Необходимо оптимизировать этот процесс, усовершенствовать методы и способы неразрушающего контроля, позволяющие своевременно сигнализировать о наличии очагов коррозии внутри кессонов без демонтажа панелей. Важно также найти индикаторы наличия коррозии внутри кессонов центропланов.

В данной работе выполнен анализ материалов о коррозионном состоянии обшивок в кессонах крыльев (центроплана и СЧК) указанных выше самолетов, эксплуатация которых проходила с различной интенсивностью в различных климатических зонах. Материалы собраны за период 1975 – 2006 г.г.

На АНТК была разработана форма сбора информации о коррозионных повреждениях силовых элементов конструкции самолетов, которая в 1973г. направлена на все ремонтные заводы. Информация о коррозионных повреждениях самолетов, проходивших капитальные ремонты, включалась заводами ГА в годовые отчеты по анализу технического состояния АТ. Эта информация, а также данные отчетов специалистов АНТК, принимавших участие в исследованиях технического состояния самолетов с целью продления назначенных ресурсов и сроков службы, и явились основным материалом для анализа. Суммарный объем информации, используемый в данной работе, охватывает данные по более 1100 самолетам Ан-24 и Ан-26.

Конструкция крыльев самолетов Ан-24 и Ан-26

Крыло пассажирского самолета Ан-24 состоит из прямоугольного центроплана и двух отъемных консолей трапециевидной формы в плане, СЧК и отъемной части крыла (ОЧК).

Кессон крыла образован лонжеронами, панелями и нервюрами. Лонжероны балочного типа: на центроплане цельнопрессованные, на консолях – клепаной конструкции.

Панели центроплана – цельнопрессованные с толщиной полотна 3,5 мм. Панели консолей клепаной конструкции, состоят из обшивки толщиной 2-1,2 мм, подкрепленной стрингерами. Все нервюры балочного типа, лонжероны и нижние панели крыла выполнены из материала Д16Т, верхние панели – из В95Т.

Самолет Ан-26 является модификацией самолета Ан-24, предназначен для транспортировки грузов.

Сравнительный анализ геометрических параметров самолетов Ан-24 и Ан-26 показывает, что теоретические обводы крыла обоих самолетов совпадают, но силовой набор крыла самолета Ан-26 несколько усилен по сравнению с самолетом Ан-24 в связи с увеличением максимального взлетного веса до 24т против 21т у самолета Ан-24.

Имеются также и некоторые конструктивные отличия, обусловленные различием в топливных системах. Топливная система самолета Ан-26 имеет, как правило, большее количество топливных баков - 6-10 и измененный порядок выработки топлива по сравнению с самолетом Ан-24. В кессоне центроплана самолетов Ан-24 находятся 4-6 (иногда до 10) мягких топливных баков.

Мягкие топливные баки размещены симметрично в межлонжеронном пространстве центроплана между нервюрами 1-6. Внутренняя поверхность кессонной части центроплана в местах установки мягких топливных баков облицована стеклотекстолитом, образующим контейнеры для баков. Под резиновыми баками на клею Л-4 устанавливались пенопластовые бобышки. Начиная с 1996 г., после выпуска АНТК Извещения об установке на очередном капитальном ремонте пенопластовых бобышек на герметик, Технический ремонт самолета (ТРС) Ан-24 предусматривает установку бобышек на герметик.

Во внутренней полости кессона центроплана для вентиляции и стока конденсата выполнены дренажные отверстия в нижней панели между нервюрами 2 – 5:

- два ряда между 2 и 3 НЦ (1-й ряд - 10 отверстий в зоне I лонжерон - II лонжерон, 2-й ряд - 5 отверстий в зоне стр. 5 - II лонжерон),
- один ряд между 4 и 5 НЦ (5 отверстий в зоне стр. 5 - II лонжерон).
Расстояние между рядами – ≈ 280 мм, диаметр отверстий – 5 мм. Из-за наличия установочного угла крыла дренажные отверстия располагаются ближе к стенкам стрингеров).

Возможные причины образования коррозии внутри кессонов и ее виды

В процессе эксплуатации в кессоне центроплана происходят следующие физико-химические процессы, оказывающие влияние на возникновение и развитие коррозии:

- при взлете, в процессе набора высоты самолетом, из-за разности давлений - атмосферного и внутри центроплана – происходит отсасывание воздуха, находящегося в центроплане между баками и конструкцией, через дренажные отверстия. За 1-2 часа полета конструкция крыла остывает (на $H=5000\text{м}$, $t \approx - 50^\circ\text{C}$);
- при посадке, во время снижения самолета, наблюдается обратная картина – выравнивание давлений происходит путем всасывания теплого воздуха ($t \approx 20\text{-}30^\circ\text{C}$) через дренажные отверстия. При соприкосновении теплого воздуха с холодными стенками лонжеронов, нервюр, топливных баков, образуется конденсат, который стекает на поверхность нижних панелей. Часть конденсата выходит через дренажные отверстия, часть – остается;
- при стоянке температура конструкции и окружающей среды выравнивается, и оставшийся конденсат, испаряясь, повышает влажность воздуха внутри кессона;
- химический состав конденсата соответствует окружающей среде.

При эксплуатации самолета, хотя процесс образования конденсата повторяется, происходит также регулярная вентиляция воздушного пространства внутри кессона. При длительном простое самолета вентиляция отсутствует, однако, в кессоне центроплана присутствует конденсат, оставшийся после последнего полета, либо, образовавшийся из-за перепада температур «день-ночь».

Т.о., основными причинами возникновения коррозии внутри кессонов центроплана можно считать:

- неполное стекание из кессонов конденсата из-за ограниченного количества дренажных отверстий и наличия некоторого установочного угла наклона крыла на фюзеляж;
- скопление влаги и агрессивных продуктов под пенопластовыми бобышками при нарушении клеевого соединения или установке их с зазорами от стрингеров и лонжеронов;
- отсутствие анодной пленки и ЛКП по дренажным отверстиям вследствие того, что разделка отверстий производилась после анодирования панелей;
- засорение пылью и грязью дренажных отверстий;
- отсутствие анодной пленки и ЛКП по отверстиям крепления бортугольников мотогондолы двигателей в зонах нервюр 5 и 6;
- склонность к расслаивающей коррозии пресованных панелей из сплава Д16Т и др.

- старение и разрушение защитных гальванических и лакокрасочных покрытий.

Причинами появления коррозии внутри СЧК могут быть вредные примеси в топливе и наличие конденсата. В конденсате могут присутствовать разного вида сернистые соединения, вымытые из топлива. А при заражении топливохранилищ грибами, могут содержаться коррозионно-активные продукты жизнедеятельности и гибели грибковой микрофлоры. В случае отслоения герметика агрессивная влага может длительное время находиться в контакте с обшивкой и др.

Внутри кессона центроплана начальные очаги коррозии в большинстве случаев возникают в виде питтингов, которые, с течением времени, сопровождаются язвенным коррозионным поражением различной глубины, переходящим затем в расслаивающую коррозию. Питтинговая коррозия обычно возникает в местах повреждения защитных покрытий (ЛКП, анодной пленки) в результате воздействия конденсата, атмосферных осадков и сред, содержащих большое количество кислых газов, и др.

Под пенопластовыми бобышками и под усиливающими накладками обнаруживаются повреждения, возникшие в результате щелевой коррозии. Представляющая собой существенно локализованный процесс коррозии в щелях, трещинах и других дефектах малого объема, где корродирующий металл взаимодействует с неподвижным раствором, щелевая коррозия требует довольно длительного инкубационного периода - многих месяцев. Однажды начавшись, процесс ускоряется и, если коррозию не выявить вовремя, может представлять серьезную опасность. Обнаружить щелевую коррозию на начальных стадиях при визуальных осмотрах конструкции планера достаточно сложно. По характеру распространения щелевая коррозия происходит по границам волокон и по границам зерен материала.

Внешним признаком расслаивающей коррозии является наличие на поверхности деталей неровностей в виде бугров и трещин, идущих от торцов и отверстий, вспучивание и отслоение ЛКП и самого металла под покрытием. Расслаивающая коррозия возникает, в основном, в деталях, изготовленных из штампованных, кованных или пресованных полуфабрикатов алюминиевых сплавов Д16Т, В95Т, АК6Т1.

Расслаивающая коррозия представляет собой особый вид подповерхностной коррозии, которая развивается преимущественно вдоль волокон материала (параллельно вектору деформации, создаваемой в процессе формообразования полуфабриката) и сопровождается образованием трещин в этом направлении. Причинами появления расслоений являются - определенное структурное состояние, ориентировка в направлении деформации интерметаллидных фаз и кристаллов твердого раствора, высокая концентрация легирующих элементов или примесей и неравномерное их распределение, наличие внутренних напряжений, а также определенное физико-химическое состояние поверхности, зависящее от природы коррозионной среды [2].

На рис. 1 показан очаг расслаивающей коррозии вертикальной полки нижнего пояса I лонжерона центроплана у 3 нервюры крыла слева, обнаруженный на самолете Ан-26 через 13 лет после предыдущего осмотра.

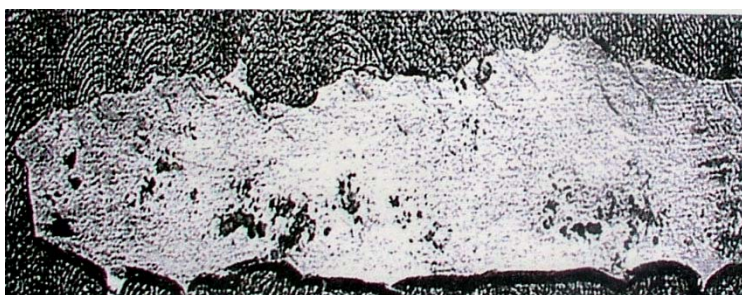
Проведенные фрактографические и металлографические исследования характера коррозионных повреждений нижних панелей СЧК показали, что они имели характер питтинговой или язвенной коррозии. Глубина язв составляла от

нескольких микрон до сквозных величин. На поверхности обшивок также наблюдались отдельные каверны, достигающие нескольких миллиметров в диаметре (рис. 2а).



Рис. 1. Очаг расслаивающей коррозии вертикальной полки нижнего пояса I лонжерона центроплана у 3 нервюры крыла слева, обнаруженный на самолете Ан-26 после 13 лет эксплуатации в условиях влажных тропиков.

а)



б)

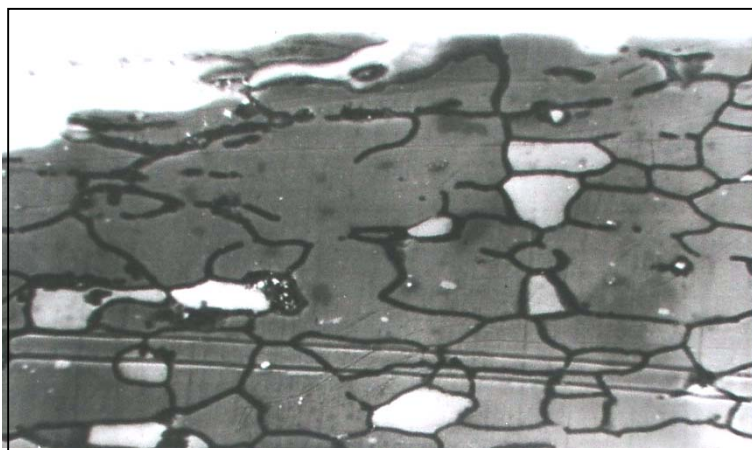


Рис. 2. Вид участка обшивки нижней панели СЧК, поврежденного коррозией (а); микроастравы границ зерен (нетравленный микрошлиф) (б).

Изучение материала обшивок проводилось на нетравленных микрошлифах, изготовленных по дефектам в долевом и поперечном направлениях. Установлено, что начальные участки повреждений имели характерные утолщения границ зерен и, очевидно, представляли собой микроастравы, возникшие в результате

химического взаимодействия с сильным реагентом (рис. 2б). Дальнейшее развитие повреждений происходило по механизму межкристаллитной и расслаивающей коррозии. По характеру исследованных повреждений их можно классифицировать как биологическую коррозию.

Характеристика статистической информации и методика ее обработки

В работе были использованы данные по результатам осмотров внутреннего состояния 478 кессонов крыла (с демонтажем съемных панелей) на самолетах Ан-24 и 324 кессона крыла на самолетах Ан-26. Коррозия нижних панелей центропланов была обнаружена на 191 самолете Ан-24 и 37 самолетах Ан-26 (т.е. после вскрытия кессонов центропланов примерно на каждом втором самолете Ан-24 и на каждом пятом самолете Ан-26). 2 самолета Ан-24 и 30 самолетов Ан-26 имели повреждения внутри баков-кессонов СЧК.

Срок службы самолетов с начала эксплуатации составлял от 7 до 45 лет, периодичность осмотров в среднем ~3-16 лет между соседними капитальными ремонтами и ~2-6 лет между техническими осмотрами при продлениях межремонтных сроков службы.

Диапазон налетов при обнаружении коррозионных повреждений составил от 700 до 45000 полетов с начала эксплуатации для самолетов Ан-24 и ~700 - 26500 полетов для самолетов Ан-26. Налет после последнего ремонта составил ~ 2 - 8200 полетов для самолетов Ан-24 и ~ 2 - 7500 полетов для самолетов Ан-26. Интенсивность полетов варьировалась от 2 до 1800 полетов в год.

В настоящее время самолеты Ан-24 в среднем прошли от 5 до 10, а самолеты Ан-26 от 2 до 6 капитальных ремонтов.

Выполнение работ по выявлению коррозии при КР и в условиях эксплуатации проводилось визуально и инструментальными методами. Применяемые методики не исключают возможного влияния человеческого фактора на установление объективных данных - погрешностей при замерах остаточной толщины деталей после выведения коррозии, приводящих к занижению либо завышению реальных размеров дефектов (особенно в труднодоступных местах), возможности пропусков (не выявления) начальных повреждений, ввиду их малости (10-50 мкм). Наибольшую сложность вызывает обнаружение повреждений в начальной стадии под ЛКП, в отверстиях под заклепками и болтами, под накладками.

С целью сведения к минимуму влияния человеческого фактора, полученные исходные данные по глубине дефектов подвергались тщательному сравнительному анализу с данными предыдущих осмотров, как в эксплуатации, так и при КР, для каждого конкретного самолета. Для всех случаев принималось допущение, что выборки коррозии при ремонтах были полными и производились в соответствии с инструкциями, предусмотренными технологической и ремонтной документацией, с нанесением требуемых защитных покрытий.

За интервал времени, в течение которого возникла коррозия, принимали срок службы между смежными т.е. предыдущим и последующим вскрытиями кессонов. Следует отметить, что данная методика охватывает период роста повреждений, однако, невозможно учесть в полной мере период их накопления. Кроме того, при определении скорости развития коррозии не учитывались данные по самолетам, внутри кессонов которых повреждений не обнаружено. Таким образом, в работе произведена оценка скорости роста повреждений без учета периода их накопления, т.е. при наличии имеющихся способствующих факторов: микродефектов и микротрещин в защитных покрытиях либо в результате изменения влажности атмосферы при вскрытиях кессонов.

Зоны образования коррозии внутри кессонов крыла

Внутри кессонов центропланов коррозия возникает на нижних и на верхних панелях, на поясах и балках лонжеронов, на элементах силового набора (стрингеры и нервюры). На рис. 3 представлена диаграмма, иллюстрирующая повреждаемость коррозией элементов конструкции центропланов изнутри в парке самолетов Ан-24 и Ан-26.

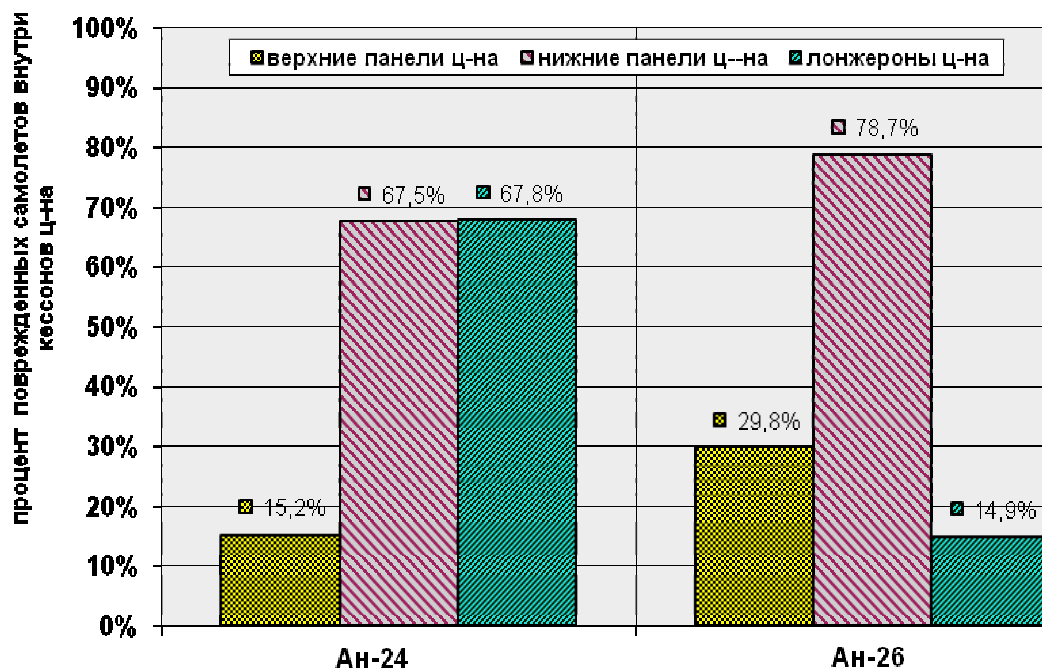


Рис. 3. Повреждаемость коррозией элементов конструкции центроплана (внутри кессона) самолетов Ан-24 и Ан-26.

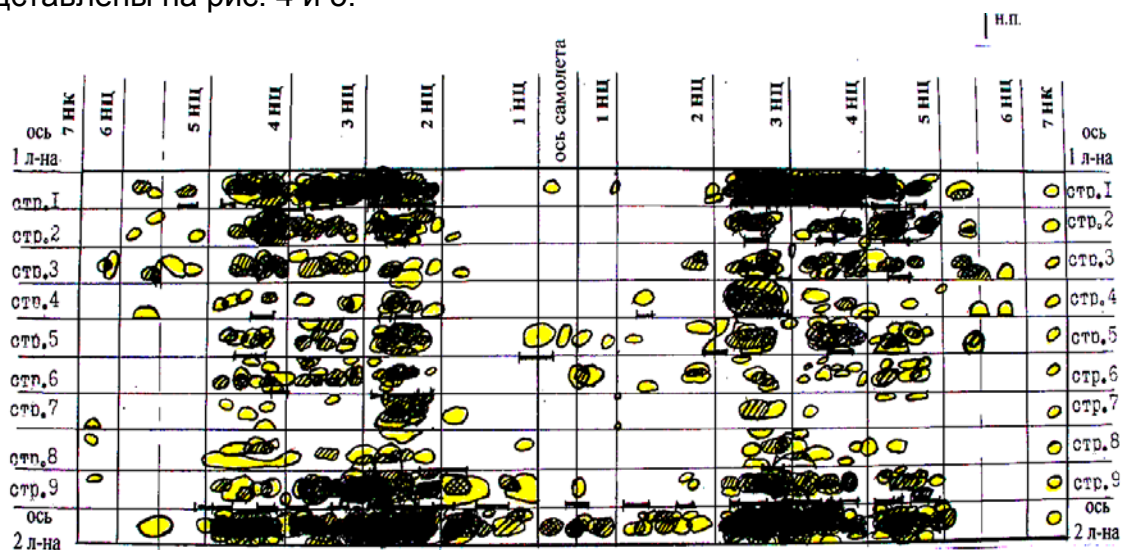
*Примечание. За 100% повреждений принимали общее количество самолетов Ан-24 либо Ан-26, имеющих коррозионные повреждения внутри кессонов крыла.

Из диаграммы следует, что для самолетов обоих типов наибольшую повреждаемость коррозией (наряду с лонжеронами для самолетов Ан-24) имеют нижние панели центроплана. Нижние панели центроплана выходят на первое место и по размерам повреждений (площади и глубине коррозии). Необходимо отметить, что под повреждаемостью нижних панелей подразумевается наличие очагов коррозии непосредственно на полотне панели или ее стрингерах либо одновременно и на панелях и на стрингерах.

Выборка поврежденных коррозией внутри кессонов центропланов самолетов Ан-24 содержала 100% обшивок, ~18% стрингеров, поврежденных коррозией совместно с обшивками и ~1% нервюр, также поврежденных совместно с обшивками. В выборке поврежденных самолетов Ан-26 наряду с обшивками, составившими 100%, содержались стрингера и нервюры, совместно поврежденные с обшивками и составившие ~11% и ~8% соответственно.

Различие в частоте повреждаемости конструктивных элементов кессонов данных самолетов изнутри можно объяснить различными условиями эксплуатации, различной схемой выработки топлива или просто разным объемом выборки.

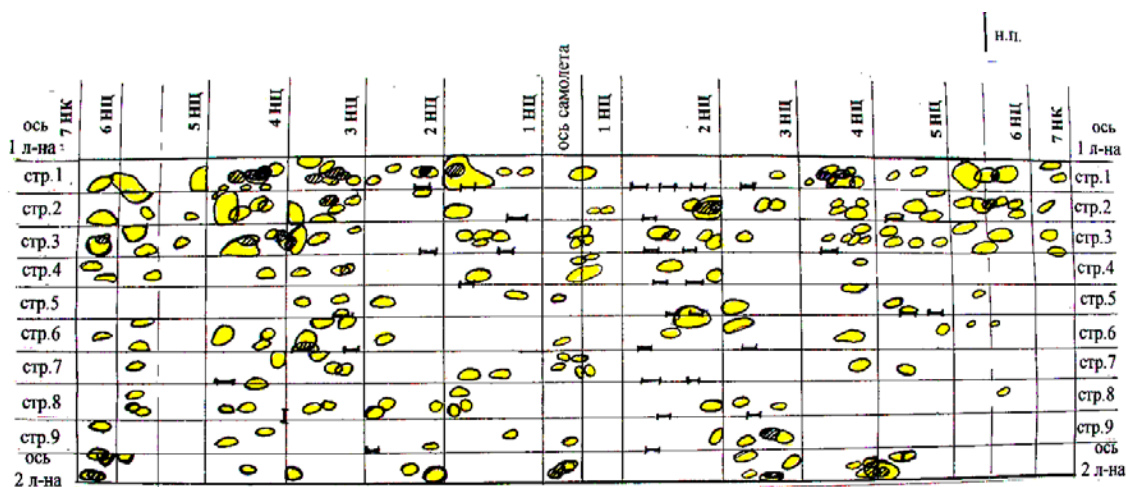
Места расположения очагов коррозии на внутренней поверхности нижних панелей центропланов самолетов Ан-24 и Ан-26 в рассмотренной выборке представлены на рис. 4 и 5.



Повторяемость возникновения очагов коррозии:

○ - 1 раз; ● - 2 раза; ◐ - 3 раза; ● - 4 и более раз

Рис. 4. Расположение очагов коррозии и их повторяемость на нижних панелях центропланов изнутри самолетов Ан-24



Повторяемость возникновения очагов коррозии:

○ - 1 раз; ● - 2 раза; ◐ - 3 раза; ● - 4 и более раз

Рис. 5. Расположение очагов коррозии и их повторяемость на нижних панелях центропланов изнутри самолетов Ан-26.

На отличия в плотности расположения очагов коррозии на нижних панелях центропланов самолетов Ан-24 и Ан-26 может оказывать влияющая схема выработки топлива. В самолетах Ан-24 в первую очередь расходуется топливо из баков-кессонов СЧК, а затем из баков центроплана, в Ан-26 – в первую очередь расходуется топливо из баков центроплана, во вторую и третью очередь – из баков кессонов СЧК. Максимальная продолжительность полета самолета Ан-26 при полностью заправленных баках составляет ~6 часов. Средняя

продолжительность полетов самолетов Ан-24 в эксплуатации составляет ~1-2 часа, самолетов Ан-26 – около часа и более. Таким образом, после завершения полета самолеты Ан-24 приземляются чаще с выработанным топливом из баков-кессонов СЧК и полностью или частично заполненными баками в центроплане (в зависимости от степени заправки), что создает условия для выпадения конденсата на охлажденную поверхность топливных баков. Самолеты Ан-26 приземляются с пустыми или частично заполненными баками в центроплане и с неотработанным топливом в баках кессонах СЧК, в результате чего создается меньше предпосылок, по сравнению с самолетом Ан-24, для выпадения конденсата в кессоне центроплана.

На рис. 6 - 9 в виде диаграмм показана повреждаемость коррозией нижних панелей центропланов в зонах между нервюрами и в зонах между лонжеронами.

Как показывает анализ расположения очагов коррозионных повреждений на нижних панелях центропланов самолетов (см. рис. 4, 5 и 6, 7), максимальное их количество наблюдается между 2 и 5 нервюрами центроплана (НЦ). В этих зонах дефекты были выявлены на 96,3% самолетов Ан-24, т.е. практически на каждом пораженном коррозией самолете, и на 81% самолетов Ан-26. Коррозия сосредотачивается, в основном, под пенопластовыми бобышками контейнеров топливных баков у дренажных отверстий, у I и II лонжеронов центроплана.

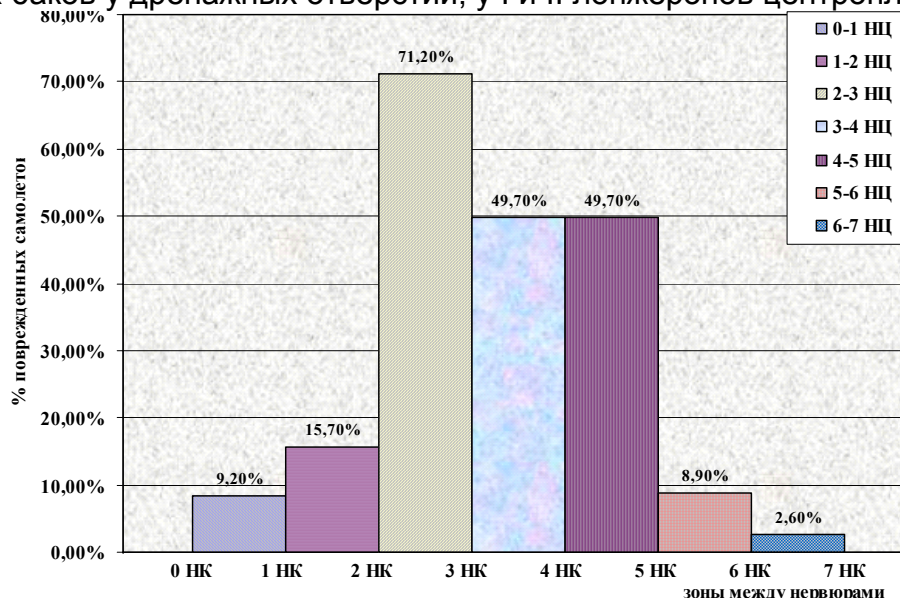


Рис. 6. Повреждаемость коррозией нижних панелей центроплана внутри кессона самолетов Ан-24 в зонах между нервюрами.

В этих зонах (между 2 и 5 НЦ) максимальные размеры, как по площади, так и по глубине имеют очаги коррозии между стр. 1 и I лонжероном и стр. 9 и II лонжероном. В указанных зонах имели повреждения 76,4% рассмотренных самолетов Ан-24 и 51,4% самолетов Ан-26.

В зоне же между 2 НЦ лев. - 2 НЦ прав. очагов коррозии, особенно на самолете Ан-24, относительно мало. Это можно объяснить как отсутствием топливных баков в этой зоне, так и наличием некоторого температурного градиента в результате контакта с фюзеляжем, обогреваемым в пассажирских машинах (в имеющейся выборке самолеты Ан-24, в отличие от самолетов Ан-26, являются преимущественно пассажирскими), (см. рис. 4, 5 и 8, 9).

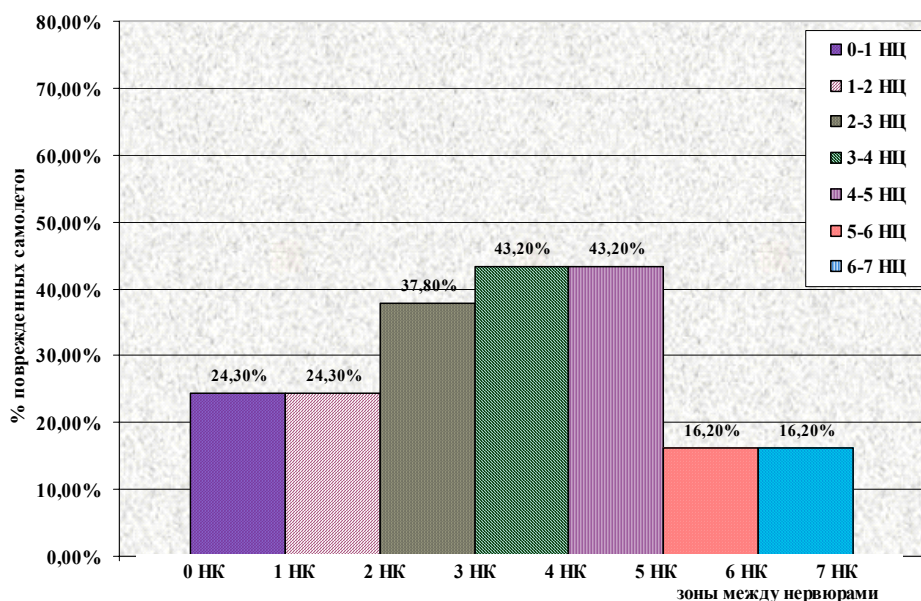


Рис. 7. Повреждаемость коррозией нижних панелей центроплана изнутри кессона самолетов Ан-26 в зонах между нервюрами.

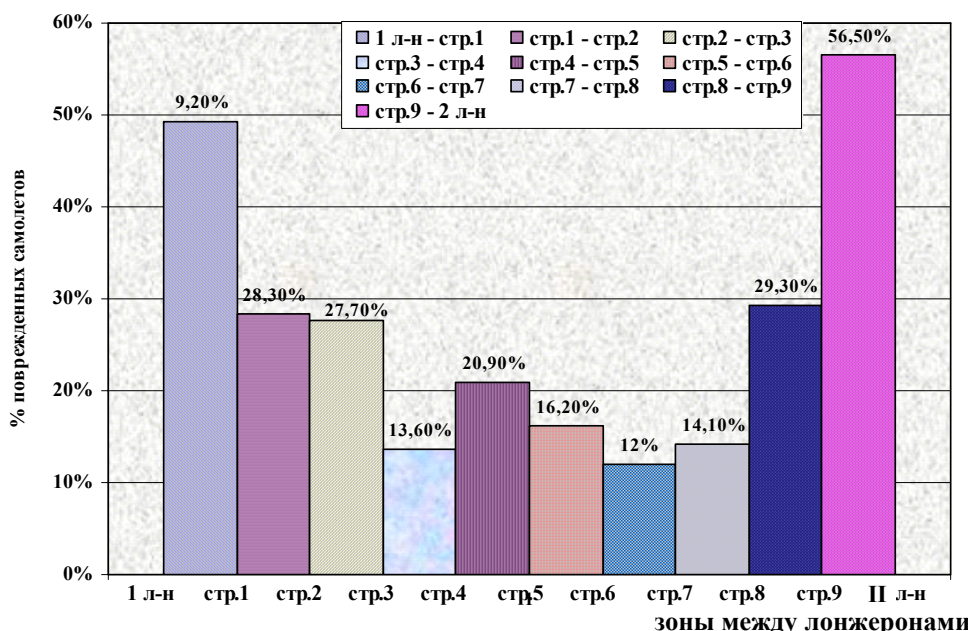


Рис. 8. Повреждаемость коррозией нижних панелей центроплана изнутри кессона самолетов Ан-24 в зонах между лонжеронами.

Следует отметить, что на половине самолетов, имеющих повреждения внутри кессонов, имелись повреждения и на внешней поверхности кессонов. Однако, учитывая тот факт, что коррозия на внешних поверхностях крыла обнаруживается и удаляется на периодических формах технического обслуживания с периодичностью 1-2 года, ее наличие или отсутствие на внешней поверхности не может служить индикатором коррозии на внутренней поверхности элементов конструкции кессонов.

Таким образом, зоны между 2 и 5 НК у I и II лонжеронов кессонов центропланов можно считать максимально повреждаемыми. Эти зоны доступны для выполнения ультразвукового контроля (УЗК) с целью выявления утонений нижних панелей центроплана вследствие образования коррозии внутри кессонов.

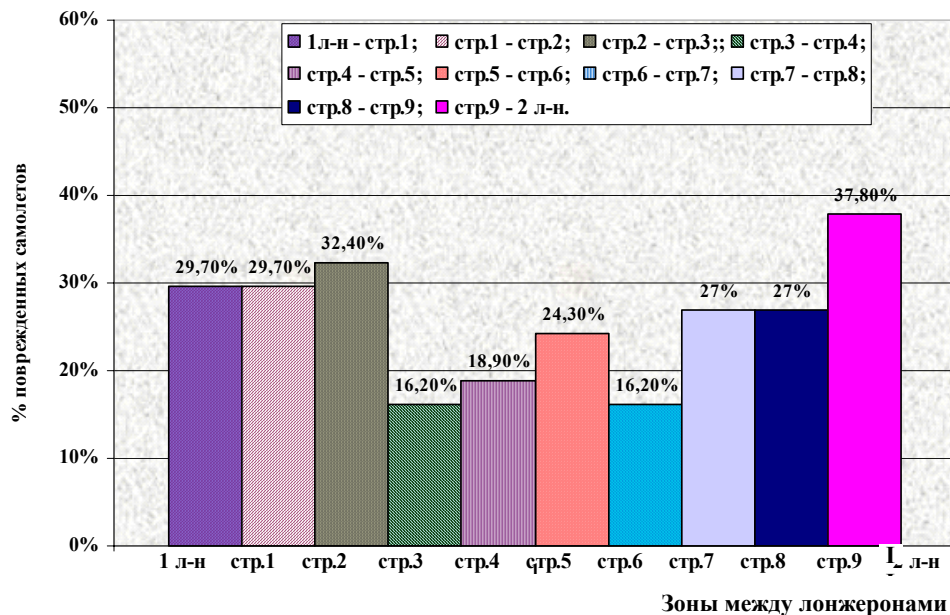


Рис. 9. Повреждаемость коррозией нижних панелей центроплана изнутри кессона самолетов Ан-26 в зонах между лонжеронами.

На основании полученных данных разработана карта УЗК толщины нижних панелей центроплана самолетов Ан-24 (не доработанных накладками по бюллетеню 1300 (1317) БУ) и самолетов Ан-26, которая позволяет надежно обнаруживать наличие очагов коррозии на их внутренней поверхности. Это позволяет эксплуатировать данные самолеты без демонтажа панелей независимо от зоны базирования в течение не менее 10 лет после предыдущего осмотра. Указанная карта используется так же для самолетов модификаций – Ан-30 и Ан-32. Так, при исследовании технического состояния самолета Ан-24 ЕК-46656(93-02), базирующегося с 1999 г. в Судане и Конго, с целью продления назначенных сроков службы, был выполнен ультразвуковой контроль толщины нижних панелей центроплана по разработанной карте. Срок службы самолета составил 30 лет 7 мес., межремонтный срок службы – 9 лет 2 мес. В результате УЗК обнаружена зона утонения обшивки нижней панели справа между 2-4 НК, стр.4-5 и у 3 НК между стр. 9-2 лонжероном. После демонтажа съемных панелей центроплана, мягких топливных баков, кастовых панелей и бобышек выполнена дефектация конструкции центроплана изнутри. Выявлено 4 очага коррозии на правой полуплоскости максимальной глубиной 2,7 мм. Коррозия удалена, выполнен ремонт панели и восстановлено ЛКП согласно технологической документации (бюллетень №1162-БР-АБ).

На рис. 10 показаны места расположения очагов коррозии на внутренней поверхности нижних панелей СЧК и повторяемость их возникновения в соответствующих зонах на различных самолетах Ан-26.

Диаграммы, иллюстрирующие повреждаемость панелей СЧК коррозией в зонах между нервюрами вдоль хорды и между стрингерами по размаху крыла, представлены на рис. 11, 12 .

Как следует из данных рис. 10 - 12, максимальное количество дефектов по размаху крыла сосредоточено между стр. 4 - 6. В указанных зонах имели повреждения ~97 % самолетов Ан-26 (от числа самолетов, имеющих

коррозионные повреждения на внутренней поверхности нижних панелей СЧК). Вдоль хорды крыла наибольшее количество коррозионных поражений сосредоточено между 7а и 8а НК, в этих зонах дефекты были выявлены на ~83,3% самолетов.

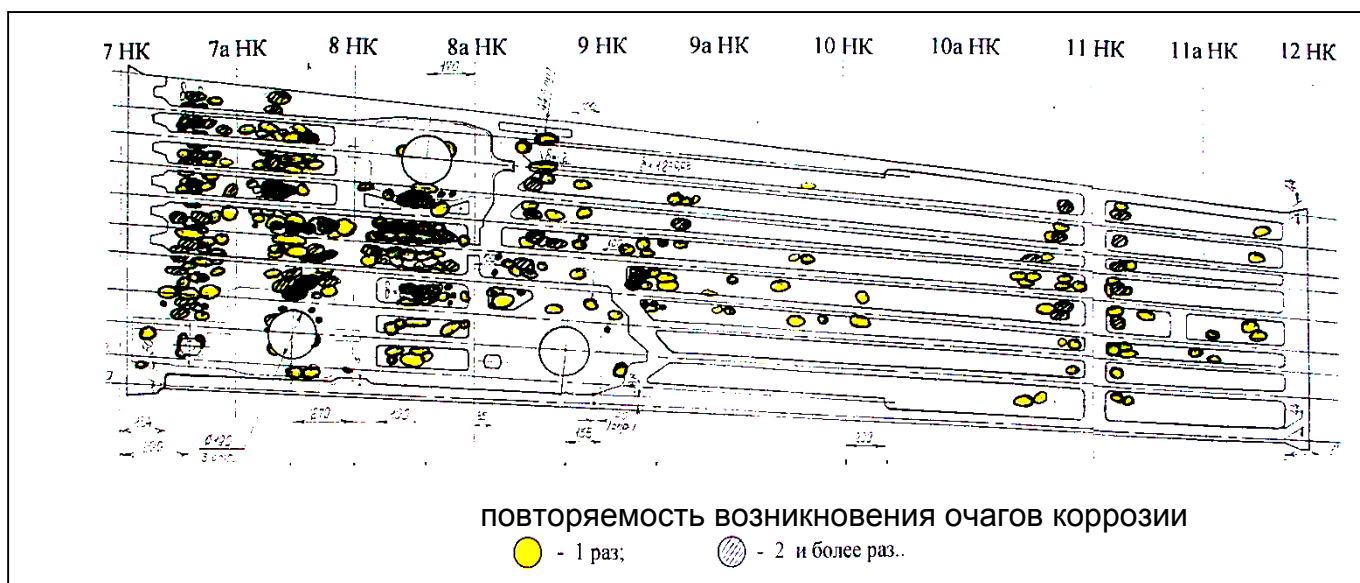


Рис. 10. Расположение очагов коррозии и повторяемость их возникновения на обшивках нижних панелей СЧК различных самолетов Ан-26.

В АНТК разработаны Рекомендации по обнаружению и устранению коррозионных поражений, усилению противокоррозионной защиты элементов конструкции планера самолетов, как в эксплуатации, так и на капитальных ремонтах [3].

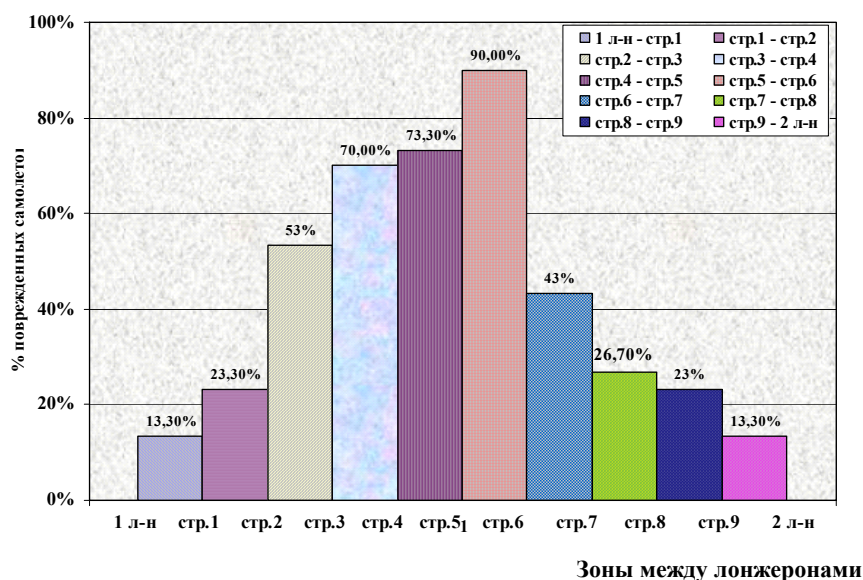


Рис. 11. Повреждаемость коррозией внутренней поверхности нижних панелей СЧК самолетов Ан-26 в зонах между лонжеронами.

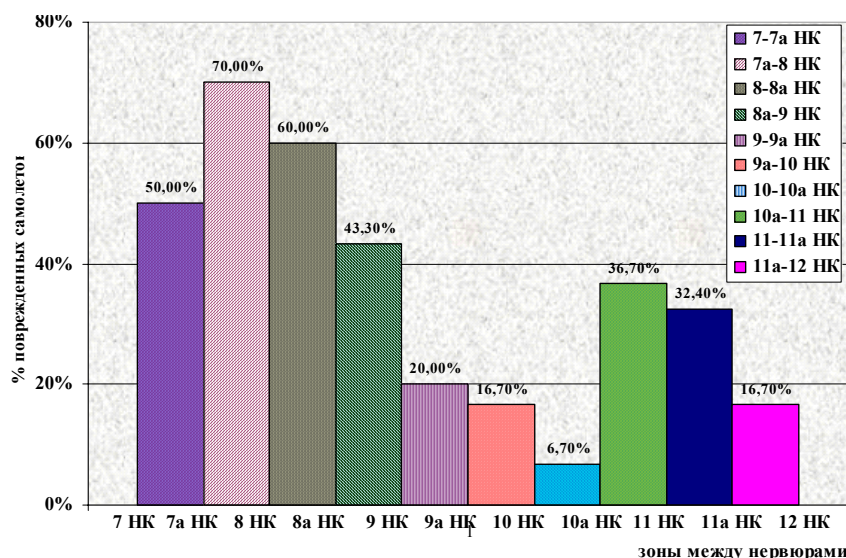


Рис. 12. Повреждаемость коррозией внутренней поверхности нижних панелей СЧК самолетов Ан-26 в зонах между нервюрами.

Необходимо отметить, что за весь период эксплуатации рассматриваемых самолетов не было обнаружено коррозионных повреждений силовых элементов внутри кессонов, понижающих остаточную прочность самолетов ниже допустимого уровня. Не было также обнаружено случаев образования усталостных трещин от внутренних очагов коррозии кессонов.

Разработанная карта ультразвукового контроля толщины нижних панелей центропланов, позволяет надежно обнаруживать наличие коррозии внутри центропланов как на самолетах Ан-24 (до усиления крыла накладками) и самолетах Ан-26, так и на самолетах модификациях – Ан-30 и Ан-32.

Возможные повреждения биологической (язвенной) коррозией нижних панелей СЧК надежно обнаруживаются по отпотеванию топлива на внешней поверхности нижних панелей.

Повреждаемость коррозией обшивок нижних панелей крыла в различных условиях эксплуатации. Оценка скорости развития коррозионных повреждений

Все места базирования самолетов были сгруппированы по макроклиматическим районам и зонам воздействия агрессивных атмосфер:

- с умеренным климатом (средние температуры $+40^{\circ}\text{C}$ - -40°C) - Украина, центральная часть России, Белоруссия, Молдавия ...;
- с резко выраженным континентальным холодным климатом (средние минимальные температуры могут быть ниже -40°C с большими перепадами в течение суток, наличие ветров, инея, обледенения, мелкой снежной пыли) – Якутск, Сургут, Тюмень ...;
- с морским климатом (содержание в атмосфере сернистого газа, хлоридов) – Прибалтика, Дальний восток, Крым, Архангельск ...;
- с влажным тропическим климатом (характерно одновременное действие высокой относительной влажности воздуха и таких факторов, как высокие температуры, интенсивные осадки и конденсация влаги, воздействие биологических факторов, интенсивная солнечная радиация) - Куба, Вьетнам, Сомали ...;

- промышленные зоны (расположены, в основном, в зонах умеренного климата)- г. Москва, г. Киев, г. Тула, г. Ижевск ...;
- со смешанным климатом (включая эксплуатацию самолетов в условиях умеренного и тропического климата либо эксплуатацию в промышленной зоне и в условиях влажных тропиков ...) - Башкирия - Судан, Британия – Камбоджа

Принимая во внимание частую смену мест базирования самолетов Ан-26 за период между техническими осмотрами, все основные виды реальных коррозионных сред для этих самолетов были разбиты на две климатические зоны: 1) зону смешанного климата (часть срока службы между соседними ремонтами эксплуатация самолетов проходит в условиях агрессивных климатических сред); 2) зону с влажным тропическим климатом.

Если коррозия возникла, то с течением времени эксплуатации или по мере увеличения налета, скорость ее развития увеличивается. В качестве критерия скорости развития коррозионного повреждения было принято изменение максимальной глубины повреждения в очаге. Скорость развития коррозии для каждой климатической зоны определялась как функция глубины h коррозионного поражения от времени T , являющегося периодом между смежными осмотрами кессонов (с демонтажем съемных панелей центроплана). Графически данные статистики представлялись в виде массива в координатах «Глубина коррозионного повреждения – срок службы между смежными осмотрами» (см. рис.13). Для простоты интерпретации массив полученных данных был аппроксимирован прямой линией, по которой проводилась приближенная оценка средней скорости развития коррозии на внутренней поверхности обшивок центропланов.

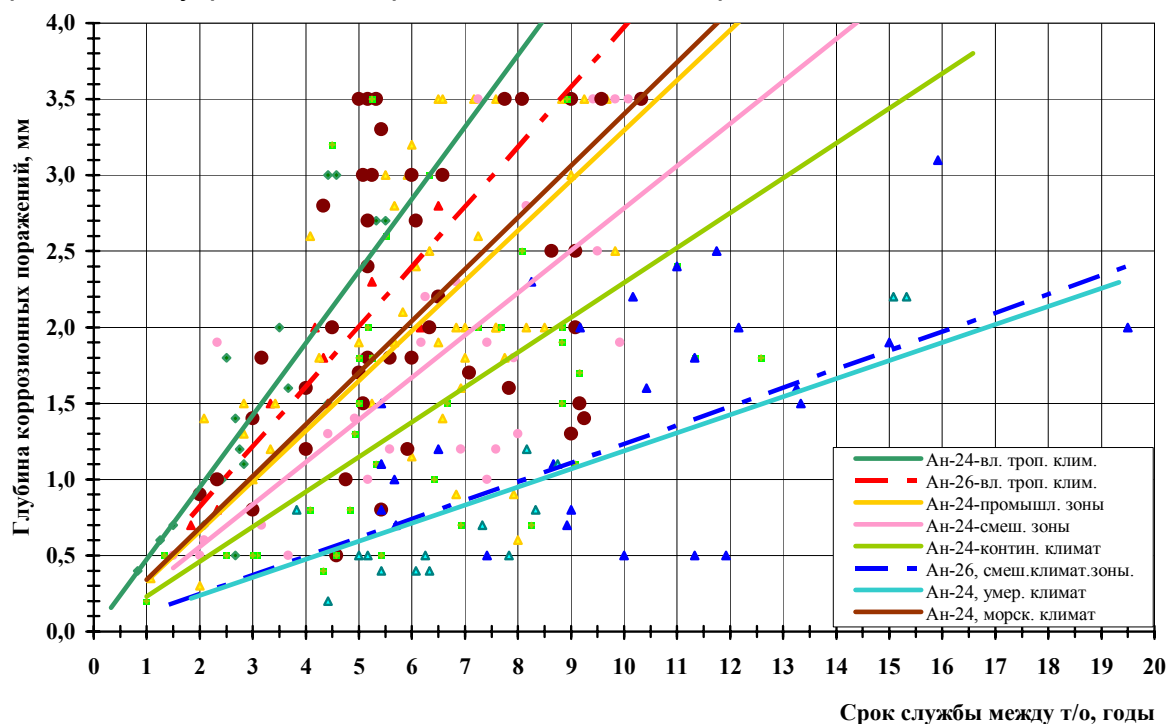


Рис. 13. Повреждаемость коррозией внутренней поверхности обшивок нижних панелей центроплана самолетов Ан-24, 26 в различных климатических зонах.

Из представленных зависимостей видно, что наибольшая степень повреждаемости обшивок нижних панелей самолетов отмечается в условиях влажного тропического климата.

При одинаковых сроках службы между техническим обслуживанием (т/о) повреждаемость коррозией самолетов Ан-24 в условиях влажных тропиков и в смешанных климатических зонах выше, чем самолетов Ан-26.

Интенсивность эксплуатации анализируемых групп самолетов не имела существенных отличий в регионах с влажным тропическим климатом и была более низкой для самолетов Ан-26 в смешанных климатических зонах. Однако, на самолетах Ан-26, которые изготавливались позже самолетов Ан-24, технология нанесения и качество применяемых защитных покрытий были выше. Наиболее низкие значения глубины повреждений зафиксированы на самолетах, эксплуатирующихся в регионах с умеренным климатом.

Результаты обработки данных свидетельствуют, что скорости развития коррозии составляют:

	Ан-24	Ан-26
- умеренный климат -	~0,12 мм/год;	--
- резко-континентальный климат -	~0,23 мм/год;	--
- промышленные зоны -	~0,33 мм/год;	--
- морской климат -	~0,34 мм/год;	--
- смешанные условия эксплуатации -	~0,28 мм/год;	~0,13 мм/год;
- влажные тропики -	~0,47 мм/год;	~0,4 мм/год;

На самом деле такая оценка является приближенной по нескольким причинам:

1. Аппроксимирующая прямая (кривая 1 порядка) имеет низкий коэффициент корреляции.
2. Срок эксплуатации самолетов является одним из основных факторов, влияющих на скорость развития коррозии, однако не учтено влияние других, не менее важных факторов, таких, как налет самолета и интенсивность полетов.

Степень влияния различных эксплуатационных факторов и прогнозирование скорости развития коррозионных повреждений в дальнейшем определялись методами математической статистики.

Выводы

1. За весь период эксплуатации самолетов Ан-24 и Ан-26 на конструктивных элементах внутри кессонов центропланов не обнаружено очагов коррозии, понижающих остаточную прочность самолетов ниже требуемого уровня, что свидетельствует об эффективности мероприятий АНТК, направленных на обеспечение безопасности эксплуатации стареющего парка этих самолетов.

2. Наиболее подверженными коррозии по двум факторам - по количеству очагов и их размерам (площадь и глубина), являются нижние панели кессонов центроплана, которые могут служить индикатором возможного наличия коррозии и на других внутренних элементах конструкции.

3. За весь период эксплуатации самолетов Ан-24 и Ан-26 не было обнаружено случаев образования усталостных трещин от внутренних очагов коррозии элементов конструкции кессонов.

4. Разработана карта ультразвукового контроля толщины нижних панелей центроплана, которая позволяет надежно обнаруживать наличие очагов коррозии на их внутренней поверхности самолетов Ан-24 (не доработанных накладками по бюллетеню 1300 (1317) БУ) и самолетов Ан-26. Это позволяет эксплуатировать данные самолеты без демонтажа панелей независимо от зоны базирования в течение не менее 10 лет после предыдущего осмотра.

5. Разработанная карта ультразвукового контроля толщины нижних панелей центропланов, может быть использована и на самолетах модификациях – Ан-30 и Ан-32.

6. Коррозия внутренней поверхности нижних панелей СЧК может быть своевременно обнаружена по отпотеванию топлива на внешней поверхности панелей.

7. Внешнее коррозионное состояние кессонов не может служить надежным индикатором внутреннего коррозионного состояния.

8. Получены данные о скорости развития коррозии нижних панелей центропланов изнутри кессонов по глубине в зависимости от зон базирования самолетов (промышленных и климатических).

9. Полученные данные о скорости развития коррозии нижних панелей центропланов изнутри кессонов по глубине в зависимости от зон базирования самолетов могут использоваться для определения необходимой периодичности осмотров кессонов с демонтажем панелей самолетов Ан-24, доработанных по бюллетеню 1300 (1317) БУ.

Список литературы

1. Методы Определения Соответствия к АП 25.571 «Обеспечение безопасности конструкции по условиям прочности при длительной эксплуатации», 1996 г.
2. Отчет по теме 05-550-079 «Исследование механизма расслаивающей коррозии алюминиевых сплавов». – УДИ – 1983.
3. 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. Производственная инструкция ОПИ 472-87 (второе издание) – 1987.

Рецензент: заместитель Генерального конструктора
Главный конструктор по прочности к.т.н. Г.Г. Онгирский,
Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова, Киев

Поступила в редакцию 12.03.09.