

## Анализ повреждений конструкции самолета Ан-32 при его переводе на эксплуатацию по техсостоянию

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского  
«Харьковский авиационный институт»  
Государственное предприятие «АНТОНОВ»  
Государственное предприятие «ЗАВОД 410 ГА»*

На основе статистического материала по эксплуатации лидерного самолета Ан-32 проведен анализ основных коррозионных повреждений планера при эксплуатации в тропическом климате с большими перепадами температуры и влажности, приведены фотографии типичных коррозионных повреждений. Рассмотрены технико-экономические подходы к продлению назначенных ресурсов с одновременным выполнением контрольно-восстановительных работ в соответствии с методиками MSG-3. Совместное действие статических и циклических нагрузок, а также агрессивных сред приводит к возникновению различных коррозионных и коррозионно-усталостных повреждений, интенсивность которых со временем увеличивается. Приведен пример оценки предельных коррозионных поражений с учетом заданной вероятности разрушения.

**Ключевые слова:** коррозионные повреждения, конструктивные элементы, методика MSG-3, коррозионно-усталостные повреждения, статические и циклические нагрузки.

Актуальными в настоящий момент являются вопросы перевода парка самолетов Ан-32 на эксплуатацию по техсостоянию. Эксплуатанты все менее заинтересованы в выполнении капитальных ремонтов, учитывая их значительную стоимость и продолжительность по времени, и все более стремятся к выполнению периодических регламентных работ, включая ремонтно-восстановительные работы, на своей базе. Для разработки таких регламентов и программ обслуживания по техсостоянию необходимо проводить расширенную оценку технического состояния конкретного самолета с учетом условий эксплуатации, наработок, типовых дефектов и повреждений элементов конструкции воздушного судна и его агрегатов.

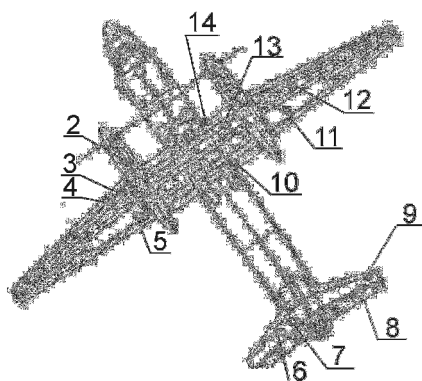


Рис.1. Схема коррозионных повреждений элементов конструкции лидерного самолета Ан-32, эксплуатирующегося в условиях морского тропического муссонного климата



Рис.2. Повреждения верхней панели гондолы левого двигателя. Селективная коррозия: глубина повреждений 0,2 мм, материал Д16АТ, толщина листа 1,0 мм

С учетом того, что большинство воздушных судов Ан-32 эксплуатируется в условиях агрессивного климата (высокогорного, морского) с большими перепадами температуры и влажности, элементы конструкции планера подвергаются значительному воздействию среды и циклическим нагрузкам, что приводит к появлению коррозионных и усталостных повреждений. Цифрами на рис. 1 обозначены фотографии типовых повреждений элементов конструкции самолета Ан-32, представленные на рис. 2 – рис.14.

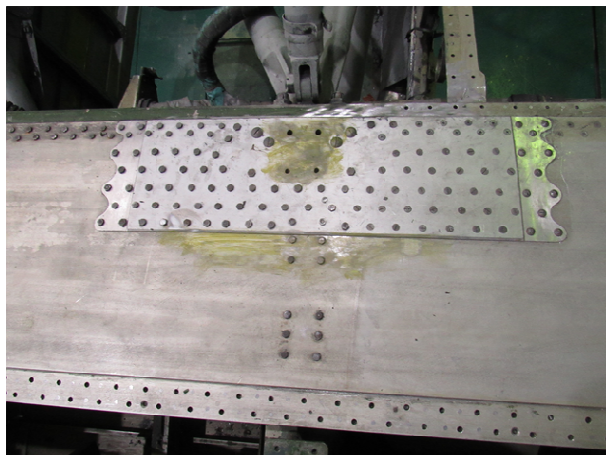


Рис.3. Повреждения ремонтной верхней передней панели центроплана в районе нервюры крыла 5 (левый борт).  
Расслаивающая коррозия: глубина 1,4...2,0 мм, материал В95Т1, толщина 3,5...5,0 мм

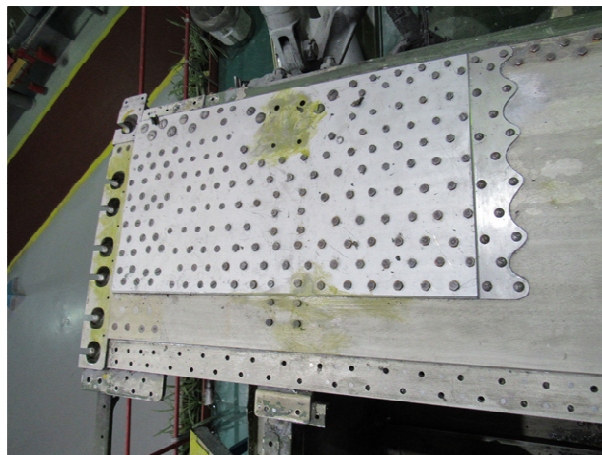


Рис.4. Повреждения верхней передней панели центроплана в районе нервюры крыла 6 (левый борт). Расслаивающая коррозия: глубина 1,2...2,0 мм, материал В95Т1, толщина 3,5...5,0 мм

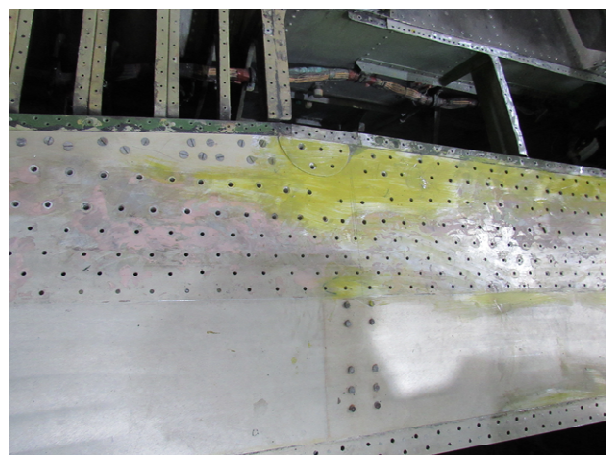


Рис.5. Повреждения верхней задней панели центроплана в районе нервюры крыла 5 (левый борт). Расслаивающая коррозия: глубина 1,4...2,6 мм, материал В95Т1, толщина 3,5...5,0 мм



Рис.6. Повреждения внутреннего силового набора обшивки левого стабилизатора. Селективная коррозия: глубина повреждений 0,3...0,6 мм, материал Д16Т, толщина 1,0 мм





Рис.7. Повреждения внутреннего силового набора левого стабилизатора. Селективная коррозия: глубина повреждений 0,3...0,6 мм, материал Д16Т, толщина 1,0 мм



Рис.8. Повреждения заднего лонжерона правого стабилизатора. Селективная коррозия: глубина до сквозной, материал Д16Т, толщина 1,5 мм

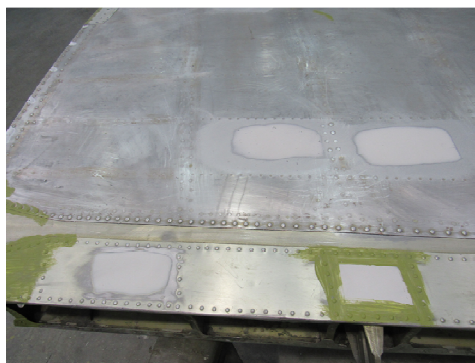


Рис.9. Повреждения верхней обшивки правого стабилизатора. Селективная коррозия: глубина 0,3...0,6 мм, материал Д16АТВ, толщина 1,0 мм

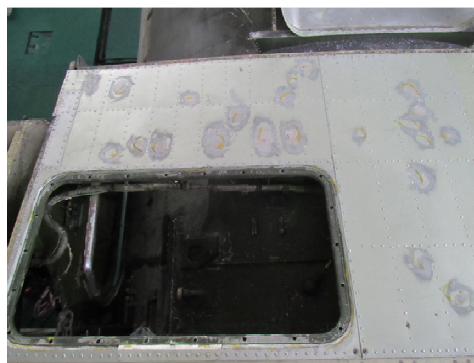


Рис.10. Повреждения обшивки заднего зализа фюзеляжа с центропланом. Селективная коррозия: глубина 0,6 мм, материал Д16АТВ, толщина 0,8...1,0 мм

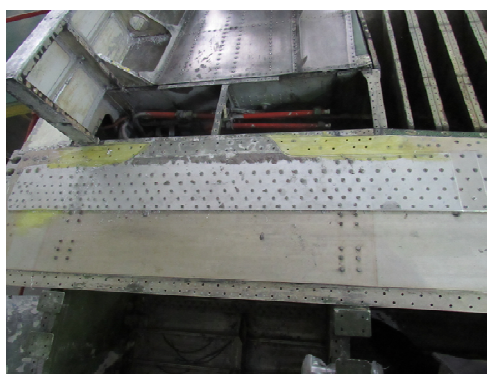


Рис.11. Повреждения верхней задней панели центроплана между нервюрой крыла 5-7 (правый борт). Расслаивающая коррозия: глубина 1,4...2,6 мм, материал В95Т1, толщина 3,5...5,0 мм

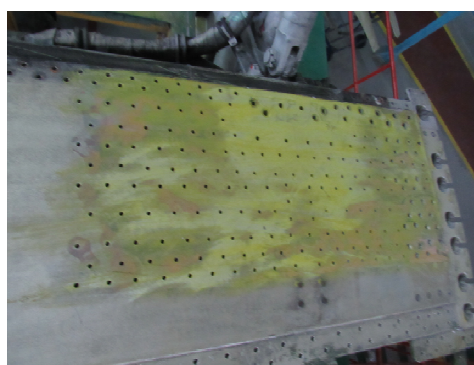


Рис.12. Повреждения верхней передней панели центроплана в районе нервюры крыла 6 (правый борт). Расслаивающая коррозия: глубина 2,0...2,5 мм, материал В95Т1, толщина 3,5...5,0 мм

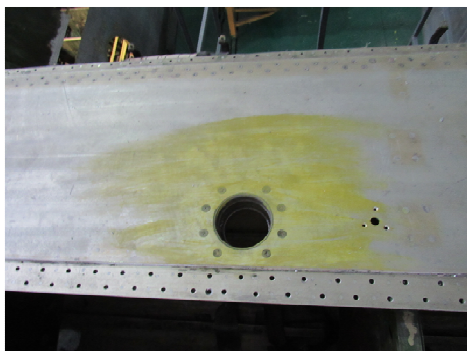


Рис.13. Повреждения верхней передней панели центроплана между нервюрой крыла 3...4 (правый борт). Расслаивающаяся коррозия: глубина 2,1 мм, материал В95Т1, толщина 3,5...5,0 мм

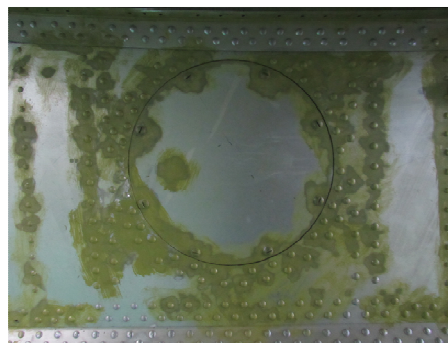


Рис.14. Повреждения силовой части зализа фюзеляжа с центропланом (правый борт). Селективная коррозия: глубина 0,6...1,0 мм, материал Д16АТВ-II, толщина 2,0...2,5 мм

Как следует из статистического анализа, наибольшее количество дефектов приходится на центроплан, части крыла и хвостовое оперение (см. табл. 1, рис. 15). При этом глубина коррозии находится в пределах 0,2...3,0 мм, в т. ч. вплоть до сквозной коррозии, при толщине основного материала элементов конструкции 1...8 мм. Такие повреждения невозможно устранить в ходе периодических регламентных работ, для этого необходимо провести восстановительный ремонт элементов конструкции самолета. Как правило, это выполняется методом замены отдельных элементов или установкой ремонтных накладок.

Таблица 1

### Распределение дефектов конструктивных элементов (коррозия, трещины) самолета Ан-32

Информация	Самолет Ан-32, лидерный борт
Год выпуска	1988
Наработка, полетов (с начала эксплуатации/после последнего ремонта)	14446 / 2498
Количество ремонтов	4
Ресурсы: межремонтный (часов/полетов/лет)	4000 / 3000 / 4
первоначальный назначенный (часов/полетов/лет)	20000 / 15000 / 10
Условия эксплуатации	Морской тропический муссонный климат с большими перепадами температуры и влажности. Аэродром базирования – с искусственным покрытием ВПП. Хранение самолета – безангарное.
<b>Количество коррозионных повреждений конструкции</b>	
Центроплан	14
Двери, люки, створки	5
Фюзеляж	8
Гондолы двигателей	2
Хвостовое оперение	14
Крыло	11
<b>ВСЕГО</b>	<b>54</b>
<b>Повторяемость дефектов, начиная со второго ремонта</b>	<b>61-82%</b>

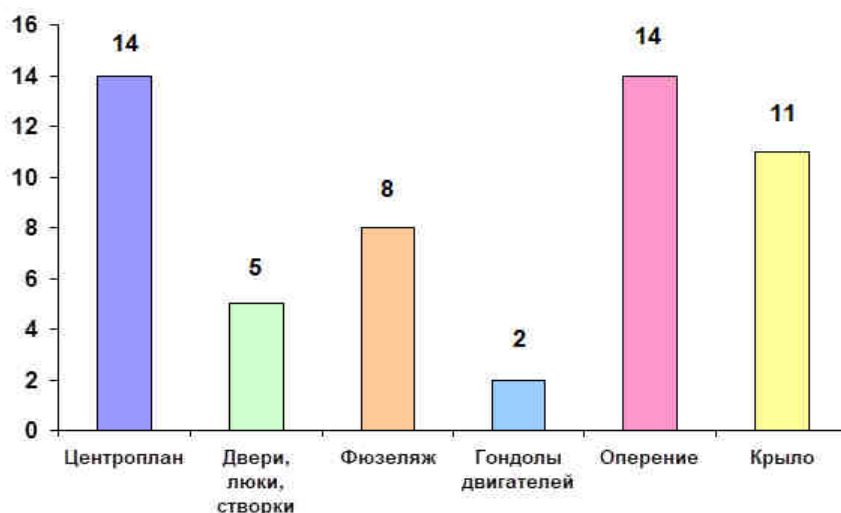


Рис. 15. Диаграмма распределения дефектов конструктивных элементов (коррозия, трещины) самолета Ан-32 (лидерный борт) по результатам оценки технического состояния

В процессе ремонта выполняется программа работ по исследованию технического состояния ВС, основанная на базовой программе разработчика.

После завершения ремонта ВС и устранения несоответствий, выявленных при оценке техсостояния ВС, выполняется процедура продления назначенного ресурса/срока службы по указанной программе разработчика на каждый экземпляр Ан-32. При этом на каждый конкретный борт разрабатывается дополнение к базовой программе, учитывающее особенности эксплуатации, результаты дефектации и ремонта. В данных программах в том числе приводятся перечни работ по оценке техсостояния силовых элементов конструкции самолета методами неразрушающего контроля (НК) (табл. 2). Такие перечни являются дополнением к Руководству по капитальному ремонту Ан-32. При условии применения современного портативного оборудования НК можно проводить непосредственно на базе заказчика.

Таблица 2

**Пример перечня силовых элементов конструкции, подлежащих неразрушающему контролю при продлении ресурсов/сроков службы Ан-32**

№	Контролируемая зона	Методконтроля	Примечание
1	2	3	4
1	Ось черт. 24-4200-15 колес ПОШ в зоне галтельного перехода с Ø60 на шлицевую часть	Магнитно-порошковый	
2	Болт черт. 24-4200-60 крепления цилиндра уборки-выпуска к траверсе ПОШ	Магнитно-порошковый	
3	Рычаг узла 24-4101-123 и 24-4101-112А траверсы ООШ (см. п. 3 Перечня 4 «Базовой Программы...»)	Визуально-оптический и магнитно-порошковый	<i>Дополнительно выполнить визуальный осмотр видимой части (без демонтажа) подшипников в соединениях цилиндра уборки-выпуска ООШ с амортистойкой и кронштейном крыла</i>

Продолжение таблицы 2

1	2	3	4
4	Каретка 32.02.3^5.100.001/002 СЧК по 8 н.к. закрылка	Визуально-оптический (при подозрении на трещину - магнитно-порошковый)	<i>Обратить внимание на кривошип 32.02.3725.108.001/002 в зоне проточки у шлицевого соединения (при качалке демонтированной 32.02.3725.130.001/002). Не допускаются зарезы (вследствие нарезки шлицев) цилиндрической части кривошипа (на размерах Ø14 мм и Ø17 мм)</i>
5	Стойка 24-6922-60 фермы шасси	Вихретоковый	
6	Болты 215 АН-18-70 крепления верхних кронштейнов навески фермы двигателя	Визуально-оптический	
7	Правый верхний подкос черт. 32.01.6402.060.000 фермы крепления двигателя	Магнитно-порошковый	
8	Балка рамы навески двигателя	Вихретоковый	
9	Балка заднего лонжерона центроплана в зоне крепления фюзеляжной дуги	Вихретоковый	
10	Балка заднего лонжерона центроплана в зоне крепления ленты-стяжки	Вихретоковый	
11	Балка заднего лонжерона центроплана в зоне конца фюзеляжной дуги	Вихретоковый	
12	Балка заднего лонжерона центроплана в зоне радиусного перехода крепления лапки петли откидной панели у нервюры №2 и 4	Вихретоковый	
13	Балка заднего лонжерона центроплана между нервюрами №1-2 у заклепочных болтовых отверстий крепления нижней панели крыла	Радиографический	
14	Нижняя панель центроплана по нервюре №2 в зоне отверстий крепления бортугольника силового зализа фюзеляжа	Вихретоковый	
15	Нижний пояс заднего лонжерона СЧК у нервюры №7	Радиографический	
16	Обшивка нижней панели СЧК в зоне крепления заднего лонжерона у нервюры №7	Вихретоковый	
17	Обшивка нижней панели центроплана в зоне крепления профиля разъема и стыковочного фитинга по нервюре №7 от стрингера №5 до заднего лонжерона	Вихретоковый	

Для реализации возможности продления назначенных ресурсов/сроков службы ВС без выполнения капитального ремонта необходимо проводить более углубленный анализ техсостояния конкретного самолета с учетом результатов статистического анализа оценки техсостояния и эксплуатационной надежности



парка ВС Ан-32, также необходимо составлять перечни типовых дефектов в соответствии с методиками MSG-3, определять элементы конструкции и агрегаты, которые требуют дополнительного контроля методами НК и восстановления техсостояния посредством ремонта или замены.

Основной целью MSG-3 [1] (Maintenance Steering Group – 3rd Task Force - группы руководства техническим обслуживанием) анализа конструкции является выбор интервалов и работ по обеспечению летной годности ВС. Коррозионная защита и ее оценка экспертным методом является важной составной частью при разработке конструкции и определении интервалов и видов осмотра.

Скорость коррозии нормируется по группам стойкости и баллам. Применительно к авиационным конструкционным материалам рекомендуется к использованию табл. 3, включающая в себя рейтинговую оценку для метода экспертных оценок.

Таблица 3

### Рейтинговая оценка коррозионной стойкости материалов

Рейтинговая оценка	Группа стойкости	Скорость коррозии, мм/год	Баллы
2 (низкая)	I. Совершенно стойкие	Менее 0.001	1
	II. Весьма стойкие	0.001 ... 0.005	2
		0.005 ... 0.01	3
1 (средняя)	III. Стойкие	0.01 ... 0.05	4
		0.05 ... 0.1	5
0 (высокая)	IV. Пониженно стойкие	0.1 ... 0.5	6
		0.5 ... 1.0	7
	V. Малостойкие	1.0 ... 5.0	8
		5.0 ... 10.0	9
	VI. Нестойкие	Свыше 10.0	10

Для корректной оценки коррозионной защиты и возможных коррозионных повреждений необходимо учитывать и возможные пары материалов, которые могут составлять гальванические пары и существенно ускорять скорость роста коррозионных повреждений.

На коррозионную стойкость основное влияние оказывает окружающая среда или условия работы, в которых работает тот или иной элемент конструкции (например, отсек шасси или отсек ВСУ, где могут существенно меняться температурные параметры, а также могут быть различные загрязнения и т.п.). В этом случае рейтинг различных составных авиационных конструкций должен также учитывать применяемые покрытия.

При выборе рейтинговых оценок по защите от воздействия окружающей среды назначают:

- оценку «0» (стандартная защита) – когда система защиты средняя;
- оценку «1» (улучшенная защита) – когда система защиты хорошая;
- оценку «2» (особое внимание) – когда система защиты специальная.

В табл. 4 представлены экспертные оценки для различных материалов в зависимости от видов применяемых покрытий.

Таблица 4

**Рейтинг защиты от воздействия окружающей среды  
в зависимости от применяемых покрытий**

Материал	Применяемое покрытие	Оценка
Алюминиевые сплавы	Анодное оксидирование нхр.	0
	Анодное оксидирование нхр +грунтовка	1
	Анодное оксидирование нхр+ грунтовка+ЛКП	2
Углеродистая сталь /низколегированные стали	Кадмирование	1
	Цинкование или кадмирование+ЛКП	2
	Фосфатирование+ЛКП	2
Нержавеющие стали	Хромирование + смазочный материал	2
	Кадмирование + лакокрасочное покрытие	2
	Пескоструйная обработка + ЛКП	2
	Без покрытия	2
Высокопрочные стали	Хромирование + ЛКП	2
	Оксидофосфатирование+гидрофобизация	2
Титан и титановые сплавы	Анодное оксидирование в ортофосфорной кислоте + смазка	2
	Без покрытия	2
	Без покрытия	2
Медные сплавы, латунь, бронза	Никелирование+ЛКП	2
	Химическое пассивирование без ЛКП	2
	Серебрение	2
	Цинкование с хроматным пассивированием	2

Рабочая группа по конструкции определяет приемлемый тип осмотра (GVI, DET, SDI), где GVI – General Visual Inspection (общий визуальный осмотр); DET – Detailed Inspection (детальный осмотр); SDI – Special Detailed Inspection (специальный детальный осмотр).

Уровень осмотра должен быть определён в соответствии с ожидаемым типом воздействия, которому подвергается конструктивный элемент. Чтобы выбирать соответствующий уровень, следует пользоваться табл. 5.

Таблица 5

**Выбор уровня осмотра**

Тип анализа	Уровень проверки внешний	Уровень проверки внутренний
EDs (коррозия под напряжением)	DET	DET/SDI
EDu(коррозия, зависящая от наработки)	GVI	DET/SDI
AD (случайное повреждение)	GVI	DET/SDI

В условиях эксплуатации совместное действие статических и циклических нагрузок, а также агрессивных сред приводит к возникновению различных коррозионных и коррозионно-усталостных повреждений, интенсивность которых со временем увеличивается.

Усталостные процессы могут протекать либо при одновременном действии агрессивной среды, либо после ее предварительного воздействия на материал конструкции. В первом случае разрушение деталей обусловлено коррозионно-усталостными процессами, во-втором – усталостными.

Наиболее полное воспроизведение реальных условий работы конструкции в эксплуатации достигается при проведении комплексных коррозионно-усталостных испытаний.



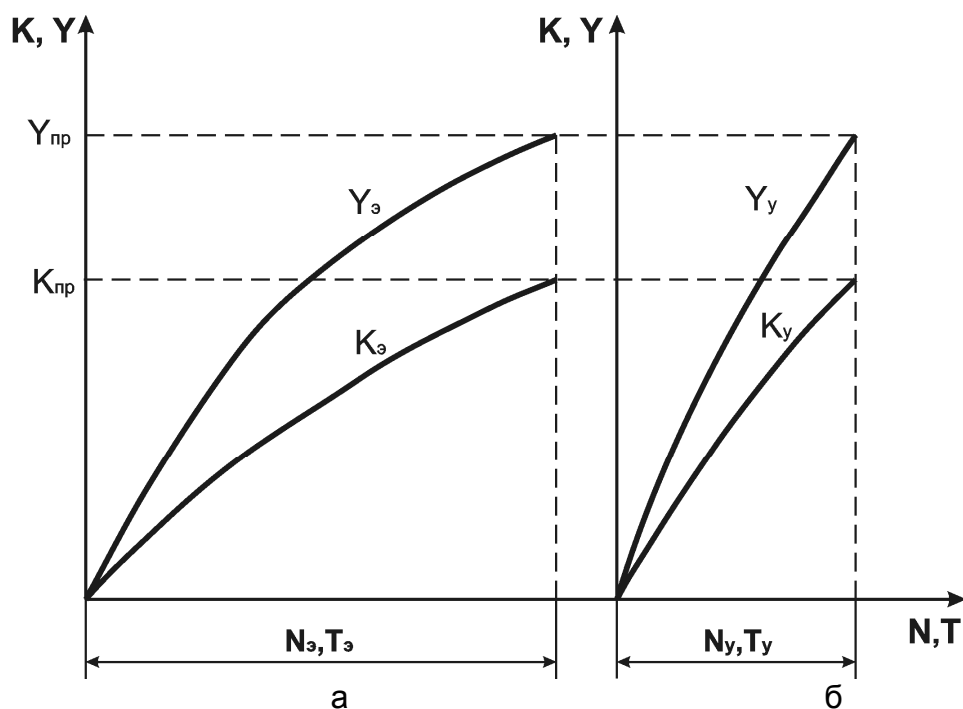


Рис. 16. Схема процесса коррозионно-усталостного разрушения элементов конструкции в эксплуатации (а) и при ускоренных испытаниях (б) [2]

На рис. 16,а схематически показаны процессы увеличения усталостного повреждения  $Y$ , и коррозии  $K$  по мере выработки ресурса. Разрушение происходит при достижении соответствующей комбинации предельных значений  $Y_{пр}$  и  $K_{пр}$ .

При усталостных испытаниях интенсивность повреждения можно форсировать путем увеличения частоты нагружения и исключения из программы испытаний нагрузок, не вызывающих повреждений.

Для воспроизведения при испытаниях коррозионно-усталостных повреждений, эквивалентных эксплуатационным, необходимо использовать ускоренные методы, основной идеей которых является ускорение и "синхронизация" процессов накопления усталостного повреждения и коррозии (рис. 16,б).

В результате статистической обработки экспериментальных данных можно получить кривые выносливости для гладких элементов обшивки, элементов с отверстиями и с различными коррозионными повреждениями. Объективным методом инструментального контроля материалов при наличии коррозионных и коррозионно-усталостных разрушений выступают вихретоковые приборы, которые дают возможность проводить оценку коррозионного повреждения при одностороннем подходе к пораженному участку конструкции. С их помощью может быть получена интегральная оценка повреждений, что невозможно при использовании других методов контроля.

Сравнение долговечности элементов  $N$  с конструктивными концентраторами напряжений и пораженных коррозией позволяет оценить предельную величину повреждений при заданной вероятности разрушения ( $P$ ) [2].

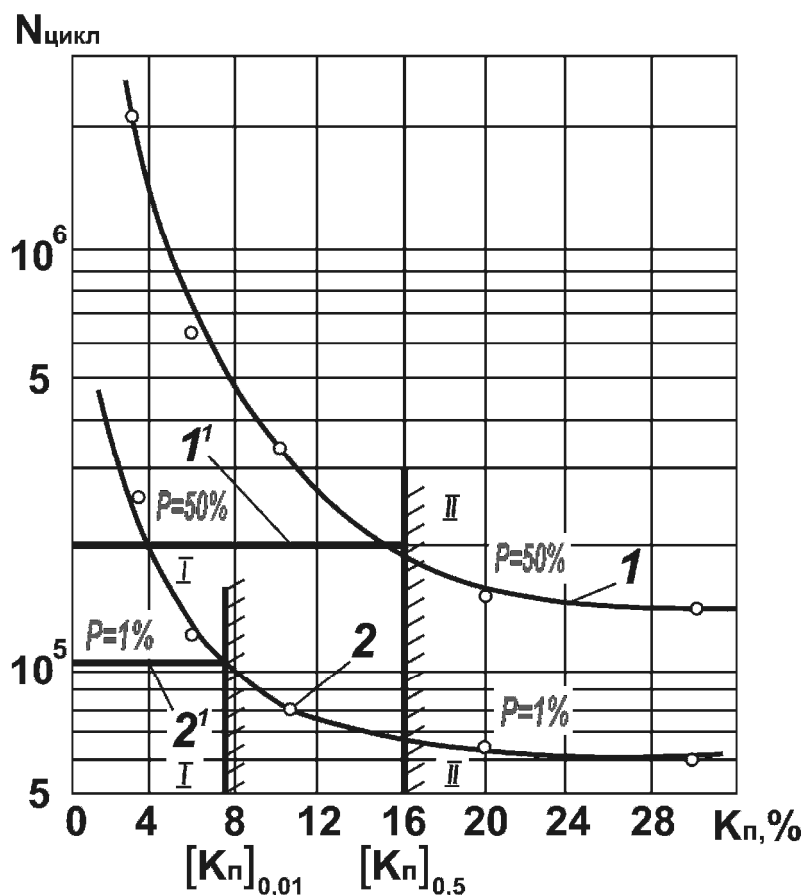


Рис.17. Схема оценки предельных коррозионных поражений с учетом заданной вероятности разрушения:

- 1, 2 – зависимость долговечности элементов от величины коррозионного поражения при  $P=1\dots 50\%$  соответственно;
- 1', 2' – долговечность элементов с отверстиями при  $P=1\dots 50\%$ ;
- I- II – предельная величина коррозионного поражения при заданной вероятности разрушения  $P=1\dots 50\%$  соответственно.

Опыт эксплуатации и ремонта показал, что даже небольшие по величине, но часто повторяющиеся нагрузки оказывают большое влияние на долговечность конструкции.

Вместе с тем, фактически выявлены тенденции, когда на самолетах с меньшим числом часов налета, времени эксплуатации и полетов, глубина коррозионных повреждений была в 1,25÷1,3 раза больше. Как правило, эти самолеты эксплуатировались не в морском субэкваториальном климате, а в горном субтропическом влажном климате со значительным суточным и сезонным перепадом температур.

Соответственно, необходим индивидуальный подход к оценке технического состояния каждого экземпляра воздушного судна при выполнении комплекса работ по увеличению календарных и межремонтных ресурсов и сроков службы, а также объемов ремонтно-восстановительных работ, т.е. фактически речь идет об обосновании периодичности и объемов контрольно-восстановительных работ по ТО при переводе воздушных судов на эксплуатацию по техсостоянию.

Следует отметить, что порядок организации работ по системе MSG-3 предусматривает индивидуальный подход в части организации ТО для каждого

важного объекта или системы ВС - Maintenance Significant Item (MSI). При этом, первоначально формируется список этих систем, а сам анализ проводится "сверху-вниз" сначала на уровне систем, далее переходит на подсистемный и компонентный уровень. Это касается как механических систем, так и систем АиРЭО.

Известно, что применение методологии MSG-3 позволяет заметно уменьшить количество работ по ремонту и ТО компонентов и систем, не влияющих значительно на надежность и летную годность ВС. Ключевым моментом применения данной системы за рубежом является именно подход к стратегии ТО систем (подсистем), а не компонентов. Специфика такого подхода заключается в том, что изначально программы ТО разрабатываются Изготовителем и Разработчиком ВС, и, следовательно, учитывают избыточность функциональных элементов, заложенную Разработчиком.

Для перехода на эксплуатацию по техсостоянию авиатехники производства СССР и Украины, для которой изначально Разработчиком была предусмотрена система планово-предупредительных ремонтов, внедрить систему MSG-3 без учета особенностей конструкции и специфики установленных на борту компонентов не получится. Это связано с тем, что полного дублирования элементов на уровне всех систем нет, поэтому акцент в разработке программ ТО и КВР Ан-32 необходимо делать на восстановительный ремонт по техсостоянию планера, систем и компонентов, а также оценку уровня их надежности и прогноз техсостояния. Рассмотрим экономическую целесообразность внедрения КВР-1, КВР-2, КВР-3.

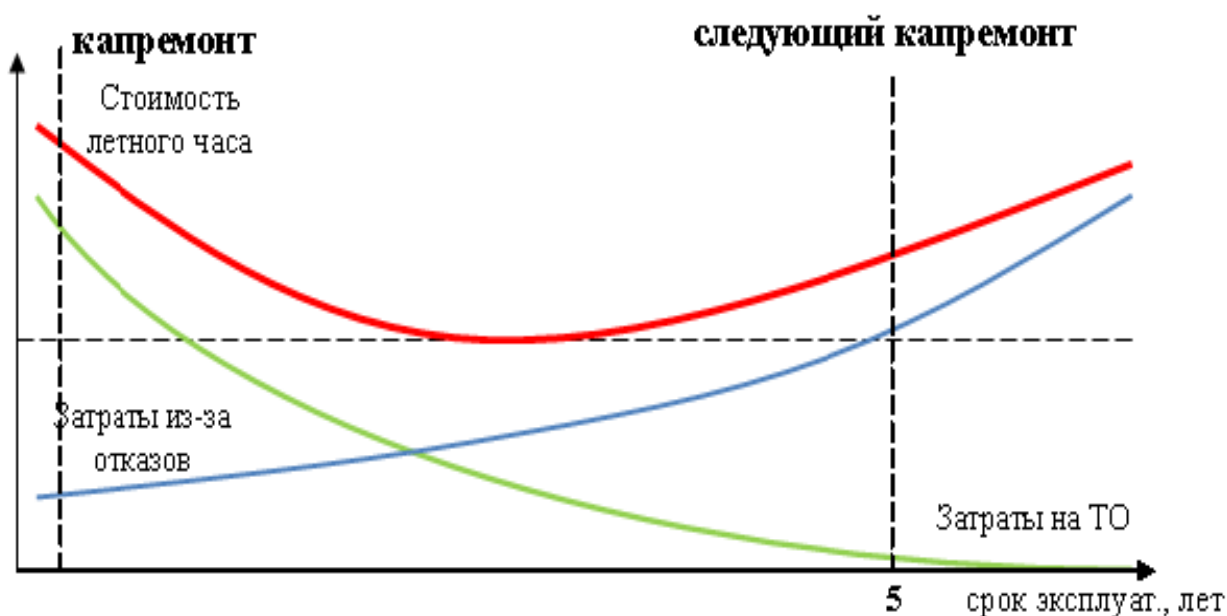


Рис. 18. Типовой график зависимости стоимости летного часа от срока эксплуатации

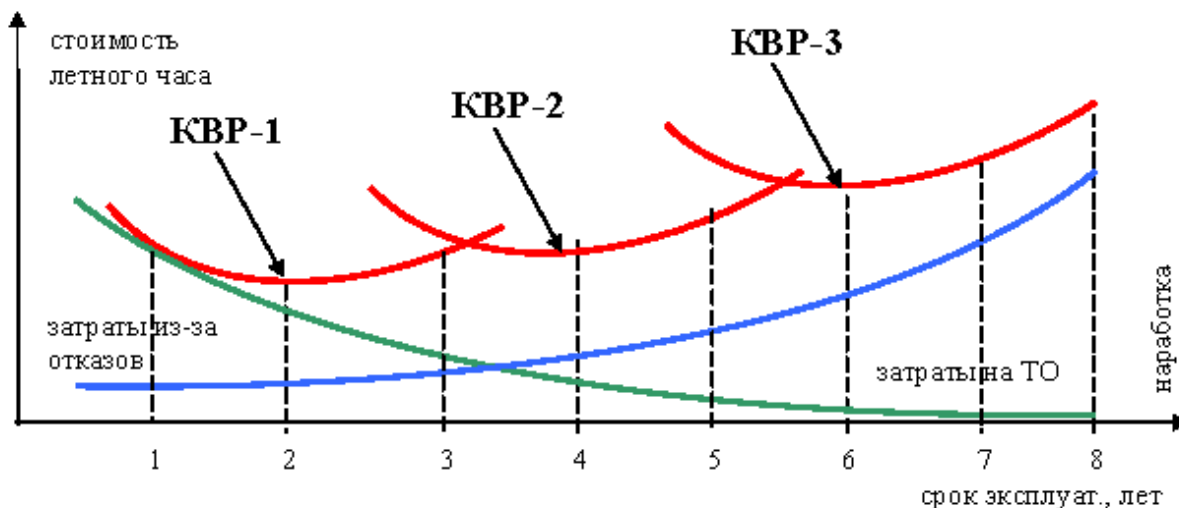


Рис. 19. График зависимости стоимости летного часа от срока эксплуатации с учетом применения системы MSG-3

Выше приведен типовой график зависимости стоимости летного часа от наработки, срока эксплуатации после капремонта ВС (рис. 18), а также аналогичный график при последующем выполнении контрольно-восстановительных работ (KBP-1, KBP-2, KBP-3) по системе MSG-3 (рис. 19).

Таким образом, на рис. 18, 19 видно, что, во-первых, минимум на 1,5 года увеличивается ресурс ВС до KBP-1 следующего цикла при обеспечении заданного уровня надежности, а, во-вторых, на 15-25% снижаются суммарные затраты на ТО (KBP-1,2,3) по сравнению с капитальным ремонтом и соответственно идет снижение эксплуатационных расходов.

Основными критериями выбора интервалов работ по ТО являются: стоимость летного часа, частота обслуживания ВС и компонентов, стоимость ТО и капремонта ВС и компонентов, интенсивность отказов, дублирование систем.

Система разработки программ ТО на базе MSG-3 и анализ эксплуатационной надежности всего парка ВС в сочетании с требованиями Авиационных правил гражданской авиации PART-145, PART-M и военными авиационными правилами EMAR-145 (Часть-145B) дают инструмент по контролю эксплуатационной надежности, переводу парка самолетов Ан-32 на эксплуатацию по техническому состоянию и переходу к контрольно-восстановительным работам.

### Выводы

1. Проведен анализ основных коррозионных повреждений планера лидерного самолета Ан-32, находящегося в эксплуатации с 1998 года, эксплуатация которого осуществлялась при морском тропическом муссонном климате с большими перепадами температуры и влажности.

2. Приведены фотографии типичных коррозионных повреждений конструктивных элементов из алюминиевых сплавов под действием тропического климата с большими перепадами температуры и влажности.

3. Приведен пример перечня силовых элементов конструкции, подлежащих неразрушающему контролю при продлении ресурсов/сроков службы Ан-32.



4. Для возможности продления назначенных ресурсов/сроков службы ВС без выполнения капитального ремонта рассмотрены основные положения методики MSG-3, определяющей элементы конструкции и агрегаты, которые требуют дополнительного контроля методами НК и восстановления технического состояния посредством ремонта или замены с учетом прогноза их технического состояния при дальнейшей эксплуатации.

5. Совместное действие статических и циклических нагрузок, а также агрессивных сред, приводит к возникновению различных коррозионных и коррозионно-усталостных повреждений, интенсивность которых со временем увеличивается. Приведен пример оценки предельных коррозионных поражений с учетом заданной вероятности разрушения.

6. Определены возможности перевода на эксплуатацию Ан-32 по техсостоянию с учетом анализа эксплуатационной надежности, методик MSG-3, экономической целесообразности и авиационного законодательства.

### Список литературы

1. 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.

2. Радченко, А.И. Комплексный метод оценки коррозионных и коррозионно-усталостных повреждений конструктивных элементов летательных аппаратов [Текст] / А.И. Радченко, И.П. Олефир, А.Я. Заика и др. // Исследования усталостной долговечности авиационных конструкций: сб. науч. тр. НАУ. – С. 19 – 48.

3. 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.

4. Аверьянов А.Б., Оценки коррозионной стойкости и выбор вида осмотра элементов конструкции при MSG-3 анализе [Текст] / А.Б. Аверьянов // Научный вестник МГТУ ГА. - № 134. – 2008. – С. 114-116.

Поступила в редакцию 25.06.2018

## Анализ пошкоджень конструкції літака Ан-32 при його переведенні на експлуатацію за техстаном

На основі статистичного матеріалу щодо експлуатації лідерного літака Ан-32 проведено аналіз основних корозійних пошкоджень планера при експлуатації в тропічному кліматі з великими перепадами температури і вологості, наведено фотографії типових корозійних пошкоджень. Розглянуто можливості продовження призначених ресурсів відповідно до методик MSG-3. Спільна дія статичних і циклічних навантажень, а також агресивних середовищ призводить до виникнення різних корозійних і корозійно-втомних пошкоджень, інтенсивність яких згодом збільшується. Наведено приклад оцінки граничних корозійних уражень з урахуванням заданої ймовірності руйнування.

**Ключові слова:** корозійні пошкодження, конструктивні елементи, методика MSG-3, корозійно-втомні пошкодження, статичні і циклічні навантаження.

## **Analysis of Damage of the An-32 Airplane Structure During the Transfer to Operation under Technical Conditions**

Based on the statistical material on the operation of the An-32 Leader, the analysis of the main corrosion damages of the airframe during operation in a tropical climate with large temperature and humidity drops, photographs of typical corrosion damage are given. Possibilities of distribution of assigned resources in accordance with MSG-3 methods are considered. Joint action of static and cyclic loads, as well as aggressive media, leads to the appearance of various corrosion and corrosion-fatigue damages, the intensity of which increases with time. An example of an assessment of ultimate corrosion lesions with allowance for a given probability of failure is given.

**Key words:** corrosion damage, structural elements, MSG-3 method, corrosion-fatigue damage, static and cyclic loads

### **Сведения об авторах:**

**Топал Николай Саввович** – старший преподаватель кафедры проектирования самолетов и вертолетов Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", Украина.

**Бычков Андрей Сергеевич** – канд. юрид. наук, нач. отдела, Государственный научно-исследовательский экспертно-криминалистический центр МВД Украины, г. Киев, Украина

**Задорожный Артем Иванович** – заместитель Генерального директора - Директор по качеству и новой технике Государственного предприятия «ЗАВОД 410 ГА», г. Киев, Украина.

**Рудюк Григорий Иванович** – кандидат технических наук, главный конструктор ГП "Антонов", Украина.

**Якименко Илья Николаевич** – заместитель начальника отдела управления качеством, сертификации и надежности авиационной техники государственного предприятия «ЗАВОД 410 ГА», г. Киев, Украина.