

УДК 629.7.015.4.539.43

РЕСУРС КОНСТРУКЦИЙ СТАРЕЮЩИХ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ

Б.Г. НЕСТЕРЕНКО, Г.И. НЕСТЕРЕНКО

По заказу редакционной коллегии

Проведен анализ Норм США и России по усталости и живучести конструкций транспортных самолетов. Изложены методы обеспечения безопасности эксплуатации стареющих самолетов России на случай образования многоочаговых повреждений, коррозии и деградации свойств материалов планера.

Ключевые слова: ресурс, усталость, живучесть, обширные усталостные повреждения.

Введение

Проблема ресурса конструкций самолета является одной из основных в современной авиации. Особенно актуальной является проблема стареющих (длительно эксплуатируемых) самолетов. К настоящему времени многие типы самолетов выработали проектные ресурсы (полеты, часы) и сроки службы (года). Но так как такие стареющие самолеты практически невозможно заменить новыми типами самолетов, то авиационные власти вынуждены продлевать ресурсы и сроки службы стареющих самолетов сверх проектных значений.

Такая ситуация сложилась как в России, так и за рубежом (США, Европа). В России эксплуатируется порядка 70% отечественных гражданских самолетов, срок службы и ресурсы которых превышают в 1,5-2,5 раза проектные значения. Эти самолеты были выпущены в 60-е годы прошлого столетия. Проектировались они на срок службы 20-25 лет, а к настоящему времени сроки службы таких самолетов, как, например, Ил-18, Ан-12, составляют более 50 лет. Таких же сроков службы достигли и зарубежные самолеты-аналоги, например, Локхид "Электра" и С-130 соответственно. Американскому бомбардировщику В-52, созданному в конце 40-х – начале 50-х годов прошлого столетия, назначен срок службы порядка 80 лет. Следовательно, сроки службы некоторых типов самолетов будут достигать средней продолжительности жизни человека.

Стареющими самолетами России являются самолеты, выход которых на авиалинии начался до 1974 года. Эти самолеты имеют Аттестат о годности к эксплуатации, выданный в соответствии с Нормами летной годности самолетов СССР, 3-е издание, НГЛС-3, 1987 г. К этим стареющим (аттестованным) самолетам относятся (рис. 1) [17]: Ил-18, Ил-62, Ил-76, Ту-134, Ту-154Б, Як-40, Ан-12, Ан-24, Ан-26, Ан-30, Ан-32.

Созданный в 1992 году Авиареестр Межгосударственного авиационного комитета не касается аттестованных самолетов. Он выдает сертификат типа на основе Авиационных правил АП 25.571 следующим новым

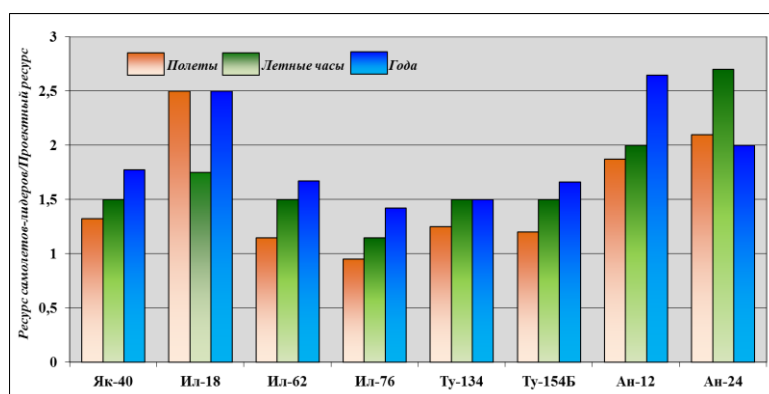


Рис. 1. Увеличенные ресурсы и сроки службы длительно эксплуатируемых транспортных самолетов России

самолетам: Ил-86, Ил-96, Ил-476, Ту-204, Ту-214, Ту-334, Як-42, Ан-72, Ан-74, Ан-124, Ан-140, Ан-148, Ан-158.

Методология и опыт обеспечения безопасности эксплуатации конструкций стареющих самолетов СССР и России опубликованы в работах [1-7].

Проблема старения зарубежных самолетов решалась в два периода, разделенных 1988 годом, когда произошла катастрофа самолета Боинг-737-200 компании Алоха. Обзоры методов решения задач стареющих зарубежных самолетов в эти два периода приведены в технических информациях ЦАГИ по материалам иностранной печати [8] и [9] соответственно.

За рубежом стареющими считаются самолеты, срок службы которых превышает 15 лет. За этот период могут изменяться характеристики конструкции планера, несъемной электропроводки и т.д.

Фирма Боинг считала, что при правильном обслуживании и выполнении необходимых осмотров срок службы транспортных самолетов ограничивается скорее экономическими, а не техническими соображениями. Предполагалось, что конструкции самолетов, спроектированные по принципу безопасности разрушения (fail-safe) абсолютно надежны. Но в 1977 году в городе Лусака (Замбия) потерпел катастрофу грузовой самолет Боинг 707-321С, разработанный с безопасно разрушаемой конструкцией. В связи с этим был поставлен под сомнение принцип безопасного разрушения (fail-safe). Другой причиной широкого внимания к этой катастрофе явился большой налет самолета.

Перед этой катастрофой Управление гражданской авиации Англии (CAA) начало проявлять беспокойство в связи со случаями серьезных усталостных и коррозионных разрушений конструкций, которые обладали свойствами безопасного разрушения. В связи с катастрофой в Лусаке вновь встал вопрос о предельном сроке службы самолета, после которого он подлежит списанию, и о мерах обеспечения безопасности старых самолетов.

Другим событием, способствовавшим обострению проблемы надежности самолетов с большим сроком службы, была катастрофа самолета AVRO-748 в Аргентине в 1976 году, спроектированного также по принципу безопасного разрушения (fail-safe) [10]. Катастрофа в Лусаке в 1977 году оказалась в истории развития авиационных конструкций за рубежом таким же этапным событием, каким явились разрушения реактивных самолетов "Комета-1" в 1954 году с той лишь разницей, что проблема "детской смертности" реактивных самолетов сменилась "геронтологической" проблемой [8].

В связи с катастрофами самолетов Боинг 707-200 и AVRO-748 Федеральное авиационное агентство США (FAA) включило в 1978 году в Нормы по усталости и безопасному разрушению FAR 25.571 принцип допустимости повреждения (damage tolerance) [10]. В новой редакции FAR 25.571 требовалось исключить возможность катастрофического разрушения конструкции в результате усталостного, коррозионного или случайного повреждения в течение срока службы самолета.

Сертифицирующие органы США приняли два важных решения:

- обязательные испытания на усталость и живучесть натуральных конструкций планера самолета (при этом фирмы начали проводить также испытания конструкций с налетом);
- введение в регламент контроля старых самолетов дополнительных мест осмотров на основе MSG-3, разработанных для широкофюзеляжных самолетов.

Управления гражданской авиации (FAA) США и Великобритании (CAA) выпустили руководящие документы по разработке программ дополнительных осмотров стареющих самолетов. Фирма Боинг начала программу исследований с целью получения данных о состоянии конструкции самолетов с большим налетом, в том числе путём специальных исследований, которые ранее не проводились [8]. Для обеспечения надежности эксплуатации старых самолетов фирма Боинг разработала "Инструкцию по дополнительному осмотру конструкций" [8]. С целью получения более полного представления о старении самолетов фирма Боинг закупила у авиакомпания

ний старые самолеты Боинг-737 и Боинг-747, чтобы провести усталостные испытания по программам, воспроизводящим все эксплуатационные воздействия на протяжении жизненного цикла самолетов [9]. В процессе испытания герметического фюзеляжа самолета Боинг-737, снятого с эксплуатации в 1987 году, в нем были обнаружены обширные усталостные повреждения (WFD) [11].

Специалист Федерального авиационного агентства (FAA) США по исследованиям в области механики разрушения Том Свифт писал в 1987 году, что возможная потеря верхней части фюзеляжа как следствие редкого случая эффекта "застежки - молнии". Он подчеркивал, что трещины могут одновременно существовать во многих местах (WFD) и, объединяясь, вызывать катастрофическое разрушение [12]. Именно такое обширное (многоочаговое) повреждение верхней части фюзеляжа и привело к катастрофе самолета Боинг-737-200 компании Алоха в 1988 году.

По утверждению Авиационного управления безопасных перевозок США (NTSB) авария самолета Боинг-737-200 авиакомпании Алоха явилась крушением национальной системы технического обслуживания самолетов [12].

Через две недели после летного происшествия с самолетом Боинг-737-200 состоялся форум по проблемам старения самолетов, организованный под эгидой Федерального авиационного агентства (FAA) США. Была организована международная промышленная группа для рассмотрения вопросов технического обслуживания самолетов. Конгресс США принял специальный акт по авиационной безопасности, по которому поручалось FAA разработать долгосрочную исследовательскую программу по проблемам старения самолета. В работе по программе принимали участие NASA, Министерство обороны (DoD) и университеты [9].

Было выделено 11 моделей стареющих самолетов [13]: Airbus A-300, British Aerospace BAC 1-11, Boeing B707/720, B-727, B-737, B-747, Fokker F-28, Lockheed L-1011, McDonnell Douglas DC-8, DC-9/MD-80, DC-10. Для этих стареющих самолетов разработаны новые Нормы и рекомендательные циркуляры. Программа по стареющим самолетам охватывает следующие вопросы [13]:

- дополнительные осмотры конструкций;
- ремонты конструкций;
- конструктивные модификации;
- программы по защите от коррозии;
- программы устранения WFD;
- ограничение ресурса (LOV).

С целью всестороннего анализа результатов решения задач ресурса стареющих самолётов за рубежом проведен в 90-е годы ряд международных конференций по вопросам ресурса стареющих самолётов [1; 2; 4; 5].

Катастрофа самолета Боинг-737-200 компании Алоха на Гавайях ускорила изменение Норм FAR 25.571. В 1998 году была опубликована поправка 96 к FAR 25.571, подтвержденная Рекомендательным циркуляром AC 25.571-1C [10]. Три наиболее важных изменения в этих Нормах:

- требование включить производственные дефекты в качестве источника повреждений;
- требование установить пороговые значения начала осмотров;
- требование наглядного подтверждения достаточным количеством натуральных усталостных испытаний того, что обширного усталостного повреждения (WFD) [11] не произойдет в течение расчетного ресурса самолёта.

В 2008 году Федеральное авиационное агентство (FAA) США опубликовало Нормы по обеспечению безопасности стареющих самолётов FAR 26.

В данной статье изложены результаты исследований в ЦАГИ с участием авторов вопросов живучести конструкций стареющих самолётов.

Анализ отечественных и зарубежных Норм по усталости и живучести (fatigue and damage tolerance) конструкций из алюминиевых сплавов

Сравнение отечественных и зарубежных Норм по усталости и живучести гражданских транспортных самолетов приведено в [14]. В табл. 1 и 2 представлена эволюция Норм США и России по данной проблеме [15]. С 1994 года отечественные Нормы АП 25.571 гармонизированы с зарубежными Нормами FAR 25.571 (США). В настоящее время эти два вида нормативных требований близки, хотя есть и определенные различия.

Таблица 1

Эволюция Норм США FAR 25.571 по усталости и живучести конструкций транспортных самолетов

Нормы	Рекомендательный циркуляр	Дата принятия	Основные принципы обеспечения ресурса
CAR 4b.270		1956	Safe-life либо fail-safe
FAR 25.571 Поправка 45	AC 25.571-1	1978	Damage tolerance (равноправность damage tolerance и fail-safe), safe-life
FAR 25.571 Поправка 72		1990	Damage tolerance (удалена ссылка на fail-safe), safe-life
FAR 25.571 Поправка 96	AC 25.571-1C	1998	Fail-safe, damage tolerance, WFD, safe-life
FAR 26.part 26		2008	Летная годность и безопасность стареющих самолетов, damage tolerance
FAR 25.571	AC 25.571-1D	2011	Safe-life, damage tolerance, WFD, LOV, fail-safe

Таблица 2

Эволюция Норм СССР НЛГС и России АП 25.571 по усталости и живучести конструкций транспортных самолетов

Нормы	Методы обеспечения соответствия (МОС)	Дата принятия	Основные принципы обеспечения ресурса
НЛГС-1		1967	Safe-life
НЛГС-2		1974	Safe-life
НЛГС-2 поправка 2 к части 4		1976	Safe-life. Эксплуатационная живучесть (damage tolerance и fail-safe)

Продолжение табл. 2

НЛГС-3		1984	Safe-life. Эксплуатационная живучесть (damage tolerance и fail-safe)
Авиационные правила АП 25.571		1994	Safe-life. Эксплуатационная живучесть (damage tolerance и fail-safe)
	МОР 25.571	1996	Safe-life. Эксплуатационная живучесть (damage tolerance и fail-safe), WFD
АП 25.571		2004	Safe-life. Эксплуатационная живучесть (damage tolerance и fail-safe), WFD
АП 25.571		2009	Safe-life. Эксплуатационная живучесть (damage tolerance и fail-safe), WFD

Основным принципом обеспечения безопасности гражданских транспортных самолетов в АП 25.571 и FAR 25.571 является допустимость повреждения (damage tolerance).

Damage tolerance – свойство конструкции, которое позволяет конструкции сохранять остаточную прочность (p^3) за интервал времени её контроля неразрушающими методами, в течение которого конструкция подвергается определенной степени усталостного, коррозионного, случайного повреждения или повреждения от дискретного источника. В зарубежных Нормах FAR 25.571 термин допустимости повреждения (damage tolerance) включает в себя и термин безопасности разрушения (fail-safe). В отечественных Нормах АП 25.571 используется термин эксплуатационная живучесть, который включает в себя допустимость повреждения и безопасность разрушения.

Безопасность разрушения (fail-safe) – свойство конструкции, которое позволяет конструкции сохранять остаточную прочность (p^3) в течение короткого периода эксплуатации без ремонта после явно обнаруживаемого полного или частичного разрушения главного силового элемента (PSE), вызванного различными причинами.

Главный силовой элемент (PSE) – это элемент, который воспринимает значительную часть полётных, наземных нагрузок или нагрузок от избыточного давления, и разрушение которого может привести к аварии или катастрофе. Для обеспечения безопасности разрушения (fail-safe) в отечественных нормативных документах рекомендуется рассматривать конкретные регламентированные повреждения. Основным из них является двухпролетная трещина в обшивке с разрушенным подкрепляющим центральным элементом [14]. Хотя в зарубежных Нормах нет критерия двухпролетной трещины, ответственные конструкторы больших гражданских транспортных самолетов Эйрбас и Боинг осознают важность критериев двухпролетной трещины в обшивке [10]. Большинство типов самолетов самого нового поколения, например, Боинг-777 и Эйрбас-380 способны нести требуемую нагрузку при наличии двухпролетной трещины в обоих направлениях (продольном и окружном) [13].

Принцип безопасного ресурса (safe-life) применяется, в основном, к шасси в отечественных и зарубежных Нормах.

Safe-life – полёты или полётные часы, в течение которых мала вероятность снижения прочности ниже нормированного расчетного значения (p^P) из-за образований усталостных трещин.

Безопасность эксплуатации конструкций на случай образования обширных усталостных повреждений (WFD) авиационные специалисты СССР начали обеспечивать после катастрофы самолета Ан-10-А в 1972 году из-за таких повреждений нижней поверхности центроплана, зарубежные специалисты – после катастрофы самолета Боинг-737-200 в 1988 году вследствие повреждения обшивки герметического фюзеляжа многоочаговыми трещинами (MSD). Конструкторы фирмы Антонова совместно с прочнистами ЦАГИ спроектировали в 1980-е годы

крыло самолета Ан-124 из условий обеспечения безопасности на случай образования WFD (многоочаговых трещин MSD и многоэлементных повреждений MED). Фирма Боинг разработала в 1990-е годы методологию WFD для создания новых проектируемых самолетов [11].

Таким образом, основная особенность обеспечения безопасности старых самолётов России состоит в том, что они эксплуатируются сверх проектных ресурсов в соответствии с требованиями современных Норм по принципу эксплуатационной живучести, которая не была заложена в конструкции при проектировании, т.е. используется некоторая "стихийная" живучесть, которой располагает каждый тип конструкции в той или иной степени [7].

Следует отметить, что в старых самолётах России допускается эксплуатация самолетов с трещинами. Но за этими трещинами ведется контроль, в ряде случаев ведется засверловка концов трещин, в некоторых случаях устанавливаются ремонтные накладки. Но такие конструкции с трещинами должны удовлетворять нормативным требованиям к живучести (damage tolerance).

Одним из различий отечественных и зарубежных Норм является наличие Норм FAR 26 по старым самолетам и отсутствие аналогичных Норм в АП.

Так как старые советские самолеты проектировались и сертифицировались по безопасному ресурсу (safe-life), то их полномасштабные конструкции испытывались в объеме не менее трёх проектных ресурсов. Для уменьшения коэффициентов надёжности на рассеяние усталости было испытано по несколько экземпляров каждого типа (3-5 штук) [7; 17]. По результатам таких испытаний были разработаны регламенты контроля, в которых устанавливались периодичность и применяемые методы контроля.

Старые зарубежные самолеты проектировались, в основном, по принципу безопасного разрушения (fail-safe). В ряде случаев их безопасность разрушения подтверждалась расчетами при сертификации. В связи с этим испытания полномасштабного самолета Боинг-747 проводились в объеме одного проектного ресурса, а испытания полномасштабного самолета Боинг-737 не проводились вообще. Проведены испытания фюзеляжей самолетов Боинг-737 и Боинг-747 с наработкой в эксплуатации. В этих испытаниях был исследован рост многоочаговых трещин (MSD) в продольных стыках обшивки фюзеляжей [11]. Испытания вновь спроектированных отечественных и зарубежных самолетов проводятся в объемах трёх проектных ресурсов.

Важным элементом поддержания лётной годности старых самолетов России является поэтапное продление ресурса [6; 7]. Поэтапность вызвана трудностями прогноза ресурса на большой срок эксплуатации, возможными изменениями условий эксплуатации и т.д. Величина интервала между этапами не оговорена в нормативно-технической документации. В настоящее время для старых самолетов России этот интервал принимается разными фирмами 1 год.

Деградация характеристики сопротивления усталости и трещиностойкости конструкций старых самолётов

При обеспечении безопасности эксплуатации стареющих самолётов необходимо учитывать возможное изменение характеристик усталости и трещиностойкости конструкций в процессе длительной эксплуатации.

В литературе имеется ряд публикаций по экспериментальному исследованию деградации (ухудшению) усталости и трещиностойкости обшивочных материалов из алюминиевых сплавов после длительной эксплуатации самолётов, в которых содержатся противоречивые выводы [18]. Одни авторы делают выводы, что есть деградация свойств материалов обшивки, другие отрицают её. Противоречивый характер таких выводов обусловлен сложностью проведения корректного эксперимента по определению деградации.

Как показал анализ результатов различных исследований, экспериментальное решение данной проблемы необходимо проводить двумя различными методами. Для определения изменения характеристик усталости целесообразно испытывать полномасштабные новые конструкции и

конструкции после длительной эксплуатации. Обусловлено это тем, что усталость конструкции определяется локальными напряжениями в соединениях элементов конструкции.

Воспроизвести это локальное напряжение с учетом влияния технологии сборки конструкции практически невозможно на простом образце, вырезанном из обшивки, а изменение характеристик трещиностойкости целесообразно проводить на широких образцах, вырезанных из новых листов со склада и из обшивки самолётов, находившихся в эксплуатации. Результаты таких исследований представлены в данной работе.

На рис. 2 представлено уменьшение сопротивления усталости за счет деградации конструкций планера различных типов стареющих самолётов России [5]. Здесь: N_o – долговечность новой конструкции; N_{oper} – наработка в эксплуатации; ΔN – наработка конструкции в лаборатории, снятой с эксплуатации после наработки N_{oper} . Как следует из рис. 2, сопротивление усталости конструкции уменьшается за счет деградации примерно на 50%.

На рис. 3 представлено уменьшение трещиностойкости обшивки конструкций этих самолётов [5]. Трещиностойкость определялась на широких образцах.

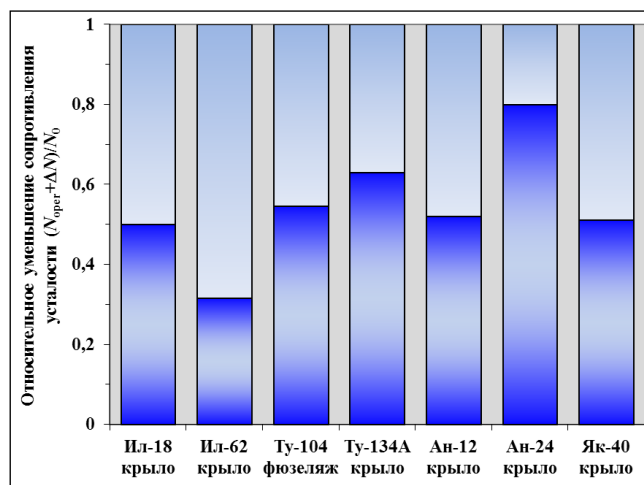


Рис. 2. Уменьшение сопротивления усталости за счет деградации конструкций длительно эксплуатируемых транспортных самолетов России

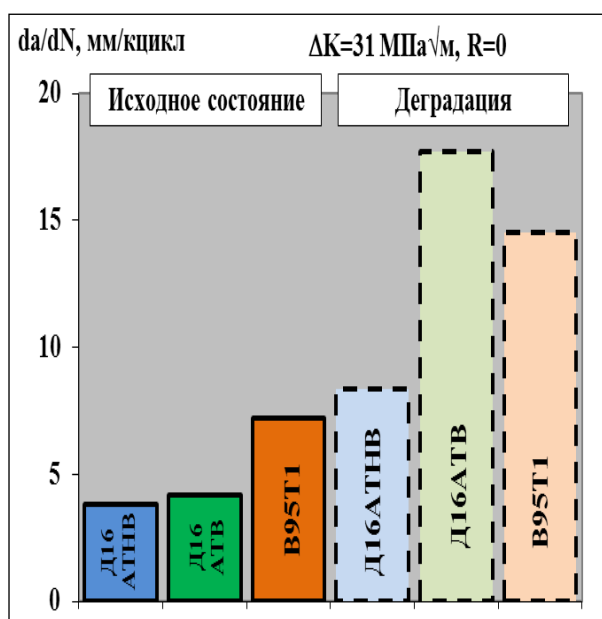
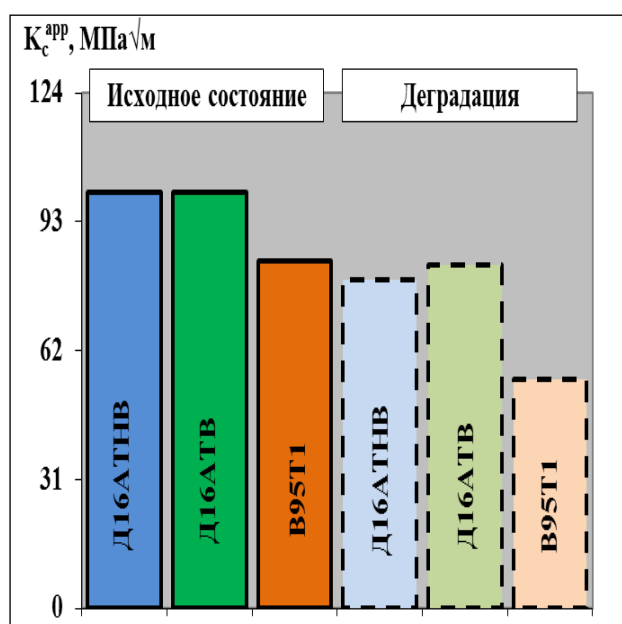


Рис. 3. Деградация трещиностойкости алюминиевых сплавов с повышенным содержанием кремния и железа

Как следует из рис. 3, за счет деградации проявляется уменьшение статической трещиностойкости $\hat{E}_N^Y = K_c^{app}$ примерно на 30% и увеличение скорости роста трещины d_a/dN до трёх раз. Следует отметить, что представленные на рис. 3 алюминиевые сплавы Д16АТ и В95Т1, примененные в стареющих самолетах России, имеют повышенное процентное содержание примесей кремния (Si) и железа (Fe) до 0,4% [19]. В современных усовершенство-

ванных алюминиевых сплавах 1163Т и В95очТ2 процентное содержание этих примесей менее 0,1% [18].

В новых усовершенствованных алюминиевых сплавах достигнуто значительное повышение статической и циклической трещиностойкости за счет уменьшения примесей кремния и железа, а также за счёт улучшения технологии производства материалов (рис. 4) [18].

Эффект ухудшения трещиностойкости обшивки конструкций старых самолетов подтверждён также методом применения термообработки (отжига) при сравнении скоростей роста усталостных трещин в листах обшивки до эксплуатации и после эксплуатации [19].

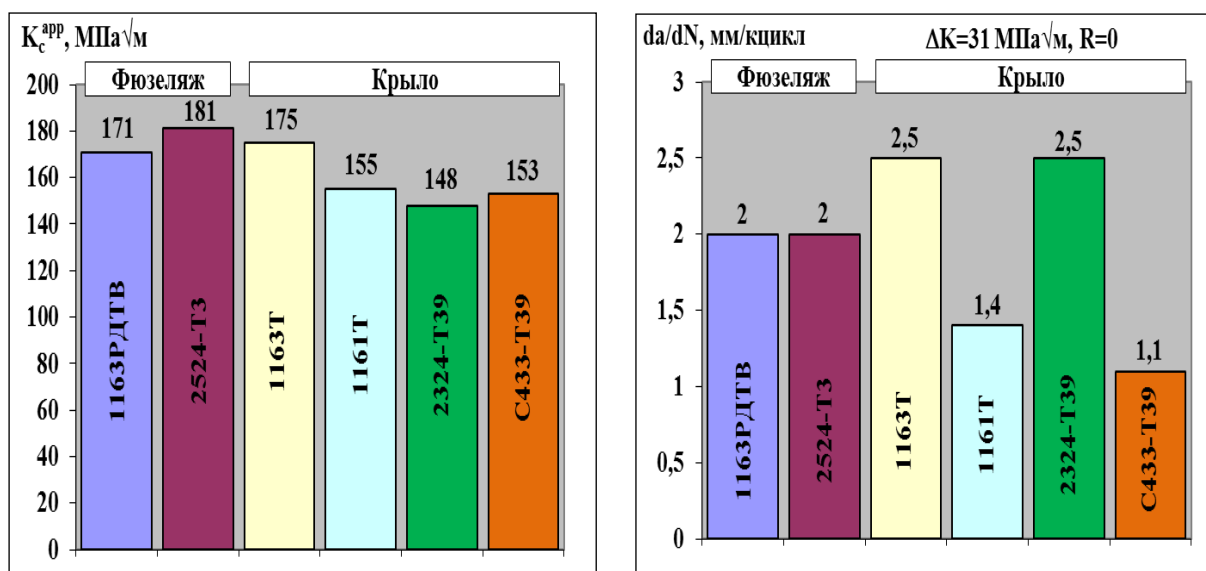


Рис. 4. Трещиностойкость усовершенствованных алюминиевых сплавов с пониженным содержанием кремния и железа

При длительной эксплуатации самолётов в ряде случаев наблюдается увеличение пределов текучести материала обшивки $\sigma_{0,2}$. В большинстве случаев значения предела прочности σ_b , предела текучести $\sigma_{0,2}$ и относительного удлинения при разрыве стандартных образцов δ находятся в пределах значений, задаваемых техническими условиями на соответствующий полуфабрикат алюминиевого сплава [19].

Обширные (WFD) и многоочаговые (MSD) повреждения конструкций самолётов

В отечественных МОС АП 25.571 и зарубежных АС 25.571-С даны следующие определения WFD и MSD [16]. Обширные усталостные повреждения (Widespread Fatigue Damage – WFD) характеризуются наличием в одной или нескольких смежных деталях многих трещин таких размеров и с такой плотностью расположения, что конструкция не может отвечать требованиям допустимости повреждения (damage tolerance), т.е. сохранять требуемую остаточную прочность после частичного разрушения. Многоочаговые повреждения (Multiple Site Damage – MSD) – частный случай обширного усталостного повреждения, характеризующийся одновременным наличием в одном и том же элементе конструкции таких усталостных трещин, которые в случае объединения с участием (или без него) другого повреждения приведут к потере остаточной прочности.

В авиапромышленности СССР решение проблемы WFD началось после катастрофы пассажирского самолёта Ан-10А в 1972 году. В ЦАГИ был разработан метод расчета остаточной прочности конструкций, повреждённых WFD [20].

На рис. 5 представлена схема расчета остаточной прочности конструкции, состоящей из четырех последовательно разрушающихся элементов с отношением площадей в поперечных сечениях $F_1:F_2:F_3:F_4=1:5:1:3$ [20]. В данной схеме расчета остаточная прочность составной конструкции изменяется ступенчато в зависимости от относительной площади повреждения, в отличие от общепринятого монотонного изменения.

В соответствии с представленной на рис. 5 схемой были проведены расчеты остаточной прочности двух крыльев самолётов Ан-10А, в которых образовались в процессе длительной эксплуатации обширные усталостные повреждения. С этими повреждениями крылья были испытаны на остаточную прочность в лаборатории.



Рис. 5. Остаточная прочность составных конструкций, поврежденных обширными усталостными трещинами (WFD)

На рис. 6 показаны усталостные повреждения стрингеров, лонжеронов и обшивки в испытанных крыльях.

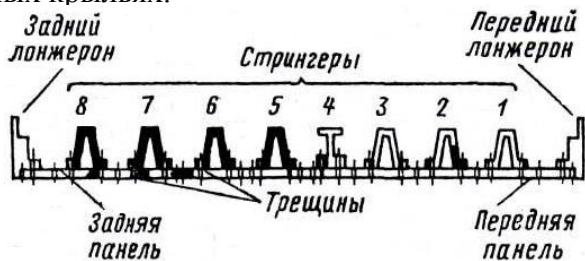


Рис. 6. Обширные усталостные повреждения (WFD) центроплана крыла самолета Ан-10А

На рис. 7 представлено сравнение расчетных и экспериментальных значений остаточной прочности крыльев [20]. Получено хорошее совпадение расчетов с экспериментами.

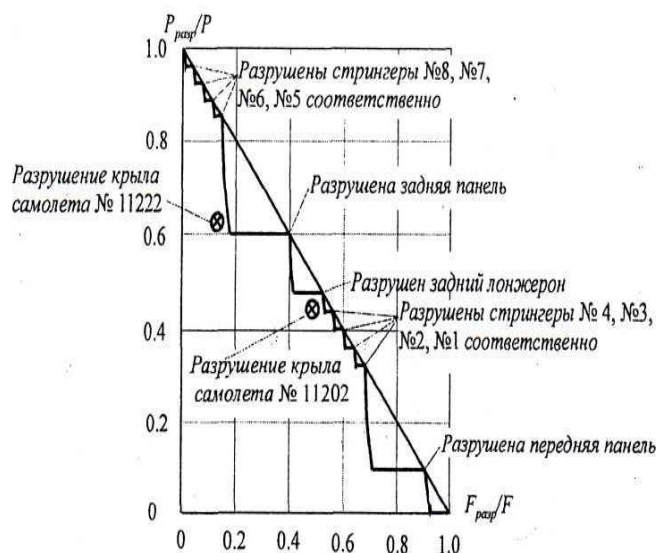


Рис. 7. Сравнение расчетных и экспериментальных значений остаточной прочности крыла самолетов Ан-10А с обширными усталостными повреждениями (WFD)

Отечественный опыт показал [4; 5], что в условиях эксплуатации и при испытании натуральных конструкций самолётов обширные усталостные повреждения возникают в конструкциях крыла. Многоочаговые повреждения (MSD) возникают в конструкциях герметических фюзеляжей в продольных стыках обшивки. Характеристики разрушения многих типов самолётов СССР, повреждённых обширными и многоочаговыми усталостными трещинами, представлены в [4].

В СССР и России исследования вопросов WFD и MSD проводились, в основном, на основе результатов испытаний натуральных конструкций самолётов.

В ЦАГИ совместно с Эйрбас были проведены также расчетно-экспериментальные исследования характеристик живучести (damage tolerance) широких образцов продольных стыков внахлест обшивки фюзеляжей [21].

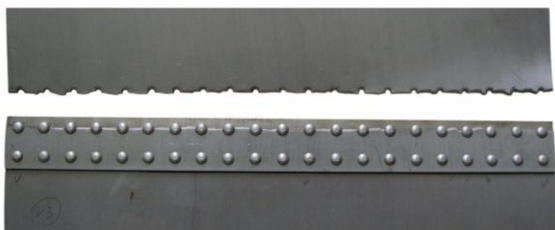


Рис. 8. Разрушение плоской панели при растяжении продольного стыка внахлест обшивки фюзеляжа, поврежденной многоочаговыми трещинами (MSD)

примерно 35% от суммарной долговечности образцов до разрушения. Разрушающие напряжения нетто составляют (0,47-0,54) от предела текучести $\sigma_{0,2}$.

Коррозия стареющих самолётов

Проблемы обеспечения безопасности эксплуатации конструкций с коррозионными повреждениями решаются на основе опыта эксплуатации. Остаточная прочность конструкций с коррозионными повреждениями определяется расчетом, в котором коррозионные повреждения заменяются эквивалентной усталостной трещиной. На случай коррозионных повреждений рекомендуется обеспечивать нормируемую остаточную прочность конструкций с регламентированными повреждениями в тех зонах, где вероятна коррозия.

Следует отметить, что основными экономическими затратами для поддержания лётной годности конструкций стареющих самолетов являются затраты на устранение коррозионных повреждений. Это подтверждается статистическими данными о распределении видов дефектов в конструкциях стареющих самолётов, представленных в работе [22], (табл. 3, 4). На фюзеляже доля коррозионных повреждений в зависимости от типа воздушного судна (ВС) составляет 35,5-92,3%. Наибольшее число коррозионных поражений зафиксировано в подпольном пространстве фюзеляжей. Доля коррозионных повреждений элементов конструкции крыла составляет 0,9-51,2% от общего количества дефектов.

Таблица 3

Распределение видов дефектов на элементах конструкции фюзеляжа ВС

Тип ВС	Вид дефекта					
	коррозия	трещины	пробины, деформации	утяжка, ослабление, обрывы и отсутствие заклепок и винтов	нарушение ЛКП и других покрытий	прочие
	распределение дефектов, %					
Ан-24	54,3	7,6	0,5	17,8	—	19,8
Ан-12	55,1	33,5	—	11,0	—	0,4
Ан-74	53	24	23	—	—	—
Ил-18	92,3	1,0	—	4,7	2,0	—
Ил-62, Ил-62М	35,5	22,5	—	6,5	13,0	—
Ил-86	52,7	5,4	—	7,2	5,4	30,0
Ту-134	71,5	1,3	2,8	10,3	9,7	4,4

Соединение листов обшивки осуществлялось по принятой производственной технологии при серийной сборке фюзеляжей двумя рядами заклепок (рис. 8).

Образцы из сплава 2024-T3 испытывались растягивающими нагрузками с максимальным напряжением $\sigma_{max} = 120$ МПа, коэффициентом асимметрии $R=0,1$, частотой нагружения 1 Гц.

В экспериментах получены следующие основные результаты. Длительность роста многоочаговых трещин составляет

Таблица 4

Распределение видов дефектов на элементах конструкции крыла ВС

Тип ВС	Вид дефекта					
	коррозия	трещины	пробоины, деформации	утяжка, ослабление, обрывы и отсутствие заклепок и винтов	нарушение ЛКП и других покрытий	прочие
	распределение дефектов, %					
Ан-24	10,7	12,5	7,1	—	—	69,8
Ан-12	32,4	59,1	—	6,5	—	9,2
Ан-74	36	9	26	—	—	29,0
Ил-18	0,9	7,2	0,46	87,8	0,46	—
Ил-62, Ил-62М	44,1	14,7	—	5,9	5,9	29,4
Ту-134	51,2	7,2	4,5	7,8	17,3	12,0

Заключение

1. Проведены сравнение и анализ отечественных Норм АП 25.571 и зарубежных Норм FAR 25.571 по усталости и допустимости повреждения конструкций транспортных самолётов.

2. Показана эффективность разработанной в ЦАГИ методики расчета остаточной прочности конструкций, повреждённых обширными (WFD) и многочаговыми (MSD) усталостными трещинами.

3. Проявление деградации усталости и трещиностойкости конструкций длительно эксплуатируемых самолётов подтверждено результатами испытаний на усталость натуральных конструкций самолётов и результатами экспериментального определения трещиностойкости образцов обшивки соответственно.

4. Актуальность обеспечения безопасности эксплуатации конструкции с коррозионными повреждениями обоснована статистическими данными о коррозии стареющих самолётов России.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Selikhov A.F., Raikher V.L., Leibov V.G., Nesterenko G.L.** Experience in specifying/prolonging the airframe time limits. Paper presented at the International Symposium on structural integrity of aging airplanes. Atlanta, Ge., USA, 1990, Springer Verlag Berlin Heidelberg, 1991, pp.409-419.

2. **Selikhov A.F., Leibov V.G., Nesterenko G.L., Raikher V.L.** Methodology and experience of ensuring structural safety of aging aircraft. Proc. of the "International conference on aircraft damage assessment and repair", Preprint of papers, Institution of engineers, Melbourne, Australia, 1991, pp.176-180.

3. **Нестеренко Г.И.** Ресурс конструкций стареющих летательных аппаратов: доклад на 2-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства 21 августа 1994 г. на 2-м заседании Проблемного Совета по летательным аппаратам при Комитете оборонных отраслей промышленности 24 мая 1994 г.

4. **Nesterenko G.I.** Fatigue and damage tolerance of aging aircraft structures. Proceedings of the FAA-NASA Symposium of the continued airworthiness of aircraft structures. Atlanta, Georgia, August 28-30, 1996, Volume 1, pp. 279-299.

5. **Nesterenko Grigory I.** Ensuring damage tolerance of aging aircraft structures. Proceedings of the Second joint NASA/FAA/DoD conference on aging aircraft, August 31- September 3, 1998, Williamsburg, Virginia, USA, pp 163-172.

6. **Селихов А.Ф., Лейбов В.Г., Нестеренко Г.И., Райхер В.Л.** Методология и опыт обеспечения безопасности конструкций стареющих самолетов: труды ЦАГИ. - 1998. - Вып. 2631. - С. 21-30.

7. **Дубинский В.С., Нестеренко Г.И., Райхер В.Л.** Поддержание летной годности конструкций аттестованных самолетов по условиям ресурса: труды ЦАГИ. - 1998. - Вып. 2631. - С. 73-75.

8. Проблемы обеспечения безопасности полетов гражданских транспортных самолетов в условиях длительной эксплуатации // Техническая информация ЦАГИ. - 1980. - № 8. - С. 9-25.

9. Проблемы старения самолетов // Техническая информация ЦАГИ. - 1990. - № 24. - С. 13-25.

10. **Swift T.** Fail-safe design requirements and features, regulatory requirements. AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition: The next 100 Years, 14–17 July 2003, Dayton, Ohio, AIAA 2003-2783, 23 p.
11. **Goranson, Ulf G.** "Damage tolerance. Facts and fiction. 14-th Plantema Memorial Lecture. Presented at the 17-th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue (ICAF), Stockholm, Sweden. June 9, 1993, 53p.
12. Техническое обслуживание и ремонт мирового парка стареющих самолетов // Техническая информация ЦАГИ. - 1992. - № 6. - С. 1-14.
13. **Шмидт Ганс-Юрген.** Принципы живучести, методы и эксперименты, применяемые в конструкциях современных больших транспортных самолетов для соответствия принятым нормам FAA/JAA: дисс. ... канд. техн. наук. - М.: Институт машиноведения им. А.А. Благонравова Российской академии наук, 2002.
14. **Nesterenko B.G. and Nesterenko G.I.** Analysis of requirements on fatigue and damage tolerance for civil transport airplanes. Proceedings of the 26-th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, Montreal, Canada, 1-3 June, 2011, pp. 39-59.
15. **Нестеренко Б.Г., Нестеренко Г.И.** Обеспечение безопасности эксплуатации конструкций самолетов по условиям прочности // Проблемы машиностроения и надежности машин, РАН. - 2013. - № 1. - С. 76-92.
16. AC 25.571-1C – Damage tolerance and fatigue evaluation of structures. Department of transportation, Federal Aviation Administration, 29.04.1998.
17. **Нестеренко Г.И.** Долговечность самолетных конструкций: труды ЦАГИ. - 2004. - Вып. 2664. - С. 239-263.
18. **Nesterenko Boris, Nesterenko Grigory I., Basov Valentin N.** Fracture behavior of skin materials of civil airplane structures. Proceedings of the 25-th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue (ICAF), 27-219 May, 2009, Rotterdam, the Netherlands, Springer, pp.661-683.
19. **Нестеренко Г.И., Басов В.Н., Нестеренко Б.Г., Петрусенко Б.Г.** Влияние длительной эксплуатации самолетов на свойства материалов их конструкций // Проблемы машиностроения и надежности машин, РАН. - 2006. - № 4. - С. 41-50.
20. **Нестеренко Г.И.** О расчете остаточной прочности составных конструкций: труды ЦАГИ. – 1974. - Вып. 1607. - С. 23-31.
21. **Nesterenko Boris, Nesterenko Grigory I., Schmidt Hans-Jürgen.** Fatigue and damage tolerance of fuselage skin longitudinal joints. Proceedings of the 24-th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue (ICAF2007), 16–18 May2007, Naple, Italy, Volume 11, pp.1006-1018.
22. **Васильев В.Ю., Шапкин В.С., Метёлкин Е.С., Дуб А.В.** Коррозия и старение воздушных судов при длительной эксплуатации. - М.: Логос, 2007.

AGING AIRCRAFT STRUCTURES LIFE TIME

Nesterenko B.G., Nesterenko G.I.

Analysis of US and Russia Regulations on fatigue and damage tolerance of transport aircraft structures is given. The methods to provide the safe operation of aging aircraft in Russia are presented for cases of multiple site damages, corrosion and material properties degradation.

Key words: service time, fatigue, damage tolerance, wide spread fatigue damages.

Сведения об авторах

Нестеренко Борис Григорьевич, 1977 г.р., окончил МФТИ (2000), доктор технических наук, руководитель направления международных проектов в ОАК, автор 55 научных работ, область научных интересов – живучесть конструкций самолетов.

Нестеренко Григорий Ильич, 1940 г.р., окончил РИИ ГА (1963), доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник ЦАГИ, автор более 160 научных работ, область научных интересов – ресурс, усталость и живучесть конструкций летательных аппаратов.