

УДК 621.785.539

О.В. Аболіхіна¹, С.М. Чернега²¹ДП «Антонов»,²Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут»**ПРОГНОЗУВАННЯ ШВИДКОСТІ РОЗВИТКУ КОРОЗІЙНИХ ПОШКОДЖЕНЬ НА КРИЛАХ ЛІТАКІВ З СПЛАВІВ В93Т1 І Д16Т**

В даній роботі на основі статистичної інформації методом математичної статистики отримано лінійне рівняння регресії для швидкості розвитку корозійних пошкоджень на поверхні крил літаків середньої дальності з урахуванням індивідуальних параметрів. З його допомогою виконано прогнозування швидкості розвитку корозії на елементах конструкції крил літаків в різних умовах експлуатації.

Ключові слова: конструкція, експлуатація, корозійне ураження, регресія, кореляція, прогнозування, швидкість розвитку.

Е.В. Аболихина, С.М. Чернега**ПРОГНОЗИРОВАНИЕ СКОРОСТИ РАЗВИТИЯ КОРРОЗИОННЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ НА КРЫЛЬЯХ САМОЛЕТОВ ИЗ СПЛАВОВ В93Т1 И Д16Т**

В данной работе на основе статистической информации методом математической статистики получено линейное уравнение регрессии для скорости развития коррозионных повреждений на поверхности крыльев самолетов средней дальности с учетом индивидуальных параметров. С его помощью выполнено прогнозирование скорости развития коррозии на элементах конструкции крыльев самолетов в различных условиях эксплуатации.

Ключевые слова: конструкция, эксплуатация, коррозионное поражение, регрессия, корреляция, прогнозирование, скорость развития.

E.V. Abolikhina, S.M. Chernega**PREDICTION OF PROGRESSION RATE CORROSION DAMAGES ON THE WINGS OF AIRCRAFT FROM V93T1 AND D16T ALLOYES**

In this paper, a linear regression equation for the rate of development of corrosion lesions on the surface of the wings of medium-range aircraft with individual parameters was obtained on the basis of statistical information using the method of mathematical statistics. With its help, predicted the rate of development of corrosion on the elements of the design of aircraft wings in various operating conditions.

Keywords: construction, aircraft operation, corrosion damage, regression, correlation, prediction, the speed of development.

Постановка проблеми. В настоящее время численность эксплуатируемых самолетов средней дальности, выпущенных в семидесятые годы прошлого века, составляет не менее 25% по отношению ко всему парку машин «Антонов». Данные анализа их технического состояния показывают, что выработка назначенного ресурса по числу полетов, летным часам и календарному сроку службы не требует немедленного прекращения их эксплуатации, однако необходимо проведение достаточного объема работ по дальнейшему обеспечению их ресурса [1].

При проектировании летательных аппаратов используется концепция "безопасно повреждаемой конструкции", которая обеспечивается за счет применения конструктивных материалов с высокими коррозионными свойствами, за счет конструктивных и технологических решений. Для эксплуатируемой техники применяется понятие "допустимого повреждения", допускающее наличие конструктивных и эксплуатационных дефектов и трещин, которые могут развиваться до возникновения некоторого предельного состояния, определяемого из условия силового нагружения конструкции и влияния факторов окружающей среды. Это обеспечивается повышением эффективности методов диагностики и оценки технического состояния, разработкой соответствующих регламентов технического обслуживания, уточнением методов оценки предельных состояний конструкции с учетом анализа реальных условий эксплуатации. Анализ допустимости коррозионных поражений [2] является одним из требований обеспечения ресурса по условиям усталости в нормах прочности России (АП-25), США (FAR-25). Поэтому при оценке пригодности к дальнейшей эксплуатации самолетов, приближающихся к выработке назначенного ресурса, в качестве одного из основных факторов учитывается фактор коррозии.

Возникновение и развитие коррозионных повреждений может привести к снижению усталостной долговечности и ограничению ресурса конструкции по условиям выносливости, а также к снижению статической прочности конструкции [3]. При различных наработках и сроках

службы применительно к различным условиям эксплуатации важно оценивать скорость развития коррозионных повреждений и иметь возможность ее прогнозирования.

Анализ последних достижений и публикаций.

Проблема оценки скорости развития коррозии на элементах конструкции самолетов в условиях эксплуатации стоит достаточно остро, что свидетельствует о перспективности поисков в этом направлении.

Постановка задач. Для оценки и прогнозирования скорости развития коррозионных повреждений на элементах конструкции крыльев был применен метод теории вероятностей и математической статистики с обработкой данных на ПК. Применение метода статистического анализа включало решение следующих задач:

1. Предварительную обработку данных, расчет характеристик их положения и рассеяния.
2. Установление корреляции между глубиной коррозионных повреждений и различными факторами (конструктивными и эксплуатационными), которые оказывают либо, предположительно, могли бы оказывать влияние на возникновение и развитие коррозии.
3. Построение линейного уравнения регрессии для скорости развития коррозионных повреждений с учетом степени влияния определенных ранее конкретных факторов.
4. Прогнозирование скорости развития коррозионных повреждений на внешней поверхности обшивок верхних панелей крыла из сплава В95Т1 и на внутренней поверхности обшивок нижних панелей из сплава Д16Т применительно к различным климатическим зонам.

Целью данной работы явилось получение уравнение регрессии, с учетом индивидуальных параметров самолета, для прогнозирования скорости развития коррозионных повреждений на обшивках крыльев верхних и нижних панелей в различных условиях эксплуатации самолетов при различных сроках службы.

Изложение основного материала.

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 [4]. Особое внимание уделяется труднодоступным для осмотров местам конструкции планера, в частности, кессонам крыльев самолетов, где образование повреждений происходит в закрытых полостях и имеет свои специфические особенности.

Верхние и нижние панели крыльев изготовлены из алюминиевых сплавов Д16Т и В95Т1, соответственно. Для панелей центроплана использованы крупногабаритные пресованные полуфабрикаты с толщиной полотна 3,5 мм, представляющие собой обшивку, выполненную заодно со стрингерами двутаврового сечения. Панели средней части крыла (СЧК) клепаной конструкции, выполнены из катаного листа и состоят из химически фрезерованных обшивок с приклепанными стрингерами двутаврового сечения. Панели защищены от коррозии комплексом покрытий, состоящих из искусственной окисной пленки, лакирующего слоя (СЧК) и лакокрасочного покрытия (обычно многослойного), непосредственно защищающего конструкцию от влияния внешней среды.

Осмотр внутренних элементов конструкции крыла на предмет наличия коррозии производится после демонтажа съемных панелей центропланов или СЧК. Демонтаж панелей является трудоемкой и дорогостоящей процедурой. Любые демонтажно-монтажные работы могут привносить 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. Для эффективного обнаружения коррозии в кессонах требуется знание максимально повреждаемых зон, кроме того, важно прогнозирование скорости развития коррозионных повреждений, которое осуществляется на основе объективной статистической информации и ретроспективного анализа коррозионного состояния конструкций.

На ГП «Антонов» была разработана и распространена на все заводы гражданской авиации форма сбора информации о коррозионных повреждениях элементов конструкции крыла и фюзеляжа, включающая нанесение повреждений на соответствующие схемы. За период службы 20 - 50 лет созданы базы данных по коррозионному состоянию самолетов, что позволило проанализировать опыт их эксплуатации с точки зрения повреждений силовой конструкции планера, установить причины появления коррозии, ее виды, способы устранения и возможное ее влияние на ресурсные характеристики конструкции [1].

В процессе выполнения работы были использованы данные по коррозионному состоянию 1400 самолетов средней дальности, срок службы которых составлял от 7 до 50 лет с начала эксплуатации. Осмотры самолетов в эксплуатации и при капитальных ремонтах в среднем проводились с периодичностью 3 - 14 лет в зависимости от налета и мест базирования. Интенсивность эксплуатации большинства самолетов не превышала 300-500 полетов в год. Места базирования самолетов находились в зонах умеренного, морского, влажного тропического климата и в промышленных регионах стран ближнего и дальнего зарубежья. В тропиках эксплуатировались ~ 50% самолетов анализируемой выборки.

Предварительный анализ коррозионного состояния крыльев самолетов позволил определить зоны, максимально подверженные коррозии, и выполнить оценку скорости развития коррозионных повреждений в зависимости от сроков эксплуатации [2]. При этом в качестве критерия скорости развития коррозионного повреждения было принято изменение максимальной глубины повреждения в очаге. В случае нескольких очагов принимали во внимание максимально неблагоприятный результат. Скорость развития коррозии определялась как функция глубины h коррозионного поражения от времени T , являющегося периодом между предыдущим и последующим техническими осмотрами внешней поверхности верхних панелей крыла либо осмотрами внутренней поверхности нижних панелей (между соседними вскрытиями кессонов). Графически данные статистики представлялись в виде массива в координатах "Глубина коррозионного повреждения – срок службы между техническими осмотрами". Для простоты интерпретации массивы полученных данных для каждой климатической зоны были аппроксимированы прямыми линиями, по которым проводили оценку средней скорости развития коррозии на элементах конструкции крыла (см. рис. 1).

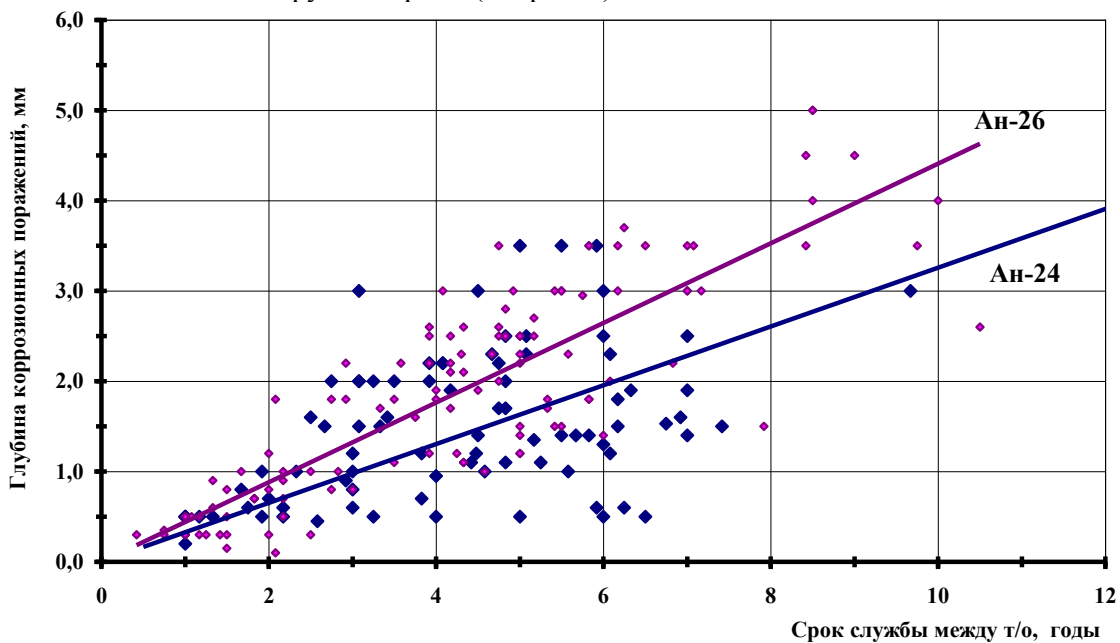


Рис. 1. Повреждаемость коррозией внутренней поверхности обшивок верхних панелей центроплана самолетов Ан-24, Ан-26 в условиях смешанных климатических зон.

Однако, выполненные исследования не учитывали влияние других, не менее важных факторов - календарных сроков службы, наработки, интенсивности полетов, и т. д. Кривая первого порядка, аппроксимирующая массив данных, имела низкий коэффициент корреляции. Такая оценка скорости являлась приближенной.

Задание аналитической зависимости глубины коррозионного поражения от величины наработки либо срока эксплуатации осуществлялось в следующих допущениях:

1. логарифм (\ln) долговечности по образованию повреждения подчиняется нормальному распределению;

2. скорость роста повреждения является случайной величиной;

3. скорость повреждения не зависит от момента его образования.

Определение и прогнозирование скорости развития коррозии на элементах конструкции крыла выполняли методом регрессионного анализа. Использовали уравнение множественной линейной регрессии вида $\hat{y} = a_0 + a_1x_1 + a_2x_2 + \dots + a_mx_m$,

где \hat{y} - теоретические значения результативного признака, полученные путем подстановки соответствующих значений факторных признаков в уравнение регрессии.

Сущность данного метода заключается в нахождении параметров a_i , при которых минимизируется сумма квадратов отклонений эмпирических (фактических) значений результативного признака от теоретических, полученных по выбранному уравнению регрессии, т.е.:

$$S = \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2 = \sum_{i=1}^n (y_i - a_0 - a_1x_{i1} - a_2x_{i2} - \dots - a_mx_{im})^2 \quad \min \quad \rightarrow$$

Рассматривая S в качестве функции параметров и проводя математическое дифференцирование, получаем систему нормальных уравнений с m неизвестными (по числу параметров a_i):

$$na_0 + a_1 \sum x_1 + a_2 \sum x_2 + \dots + a_m \sum x_m = \sum y$$

$$a_0 \sum x_1 + a_1 \sum x_1^2 + a_2 \sum x_2x_1 + \dots + a_m \sum x_mx_1 = \sum yx_1; \quad a_0 \sum x_m + a_1 \sum x_1x_m + a_2 \sum x_2x_m + \dots + a_m \sum x_m^2 = \sum yx_m,$$

где n – число наблюдений;

m – число факторов в уравнении регрессии.

Решив систему уравнений, находим значения параметров a_i , являющихся коэффициентами искомого теоретического уравнения регрессии.

Для анализа общего качества уравнения линейной многофакторной регрессии использовали множественный коэффициент детерминации R^2 (квадрат коэффициента множественной корреляции R), рассчитанный по формуле:

$$R^2 = \frac{\sigma_\phi^2}{\sigma_y^2}$$

Коэффициент детерминации R^2 определяет долю вариации результативного признака, обусловленную изменением факторных признаков, входящих в многофакторную регрессионную модель. Проверка адекватности построенного уравнения регрессии наряду с проверкой значимости коэффициента детерминации R^2 включает в себя также и проверку значимости каждого коэффициента регрессии. Значимость коэффициентов регрессии проверяли с помощью t -критерия Стьюдента.

В ходе выполнения работы были определены линейные коэффициенты корреляции глубины коррозионных повреждений с эксплуатационными параметрами самолетов - датой выпуска; номером и видом предыдущего ремонта и датой его проведения; календарным сроком службы; наработкой; интенсивностью полетов и т.д. Установлено, что для каждой климатической зоны фактором, способным в сильной степени влиять на возникновение и развитие коррозионных повреждений, является срок службы между техническими осмотрами. Связь глубины повреждений с наработкой и интенсивностью полетов – умеренная. Связь глубины коррозии с прочими эксплуатационными факторами - слабая либо очень слабая.

Прогнозирование скорости осуществлялось из уравнений линейной регрессии. На основании результатов регрессионного и дисперсионного анализа были вычислены коэффициенты регрессии и их статистические оценки, вычислены верхние и нижние границы доверительных интервалов. При выводе уравнений регрессии использовали результаты корреляции, вследствие чего в набор факторных признаков были включены срок службы между техническими осмотрами (т/о), наработка между т/о и интенсивность полетов. Для соответствующих климатических зон коэффициенты либо часть коэффициентов при значениях x_n , соответствующих календарному сроку службы, общему налету самолета, интенсивности полетов ... оказались не значимыми, т.к. они меньше или же сравнимы со своими стандартными ошибками. Проверка значимости коэффициентов при факторных признаках подтвердила их значимость. Вычисленный показатель средней ошибки аппроксимации ϵ подтверждает среднюю и достаточно высокую адекватность полученных уравнений.

Полученное уравнение регрессии, с учетом индивидуальных параметров самолета, позволило выполнить прогнозирование скорости развития повреждений на обшивках крыльев верхних и нижних панелей в различных условиях эксплуатации самолетов при различных сроках службы.

Полученные уравнения регрессии для расчета глубины коррозионных повреждений внешней поверхности обшивок верхних панелей крыльев самолетов из сплава В95Т1 имеют вид:

$$- \text{зона умеренного климата} - y = (0.12 \pm 0.028) x_1;$$

- зона воздействия морских и промышленных атмосфер – $y=(0.27\pm 0.014)x_1$;
- зона смешанного воздействия умеренного климата и тропиков -- $y=(0.37\pm 0.025)x_1$;
- зона влажного тропического климата -- $y=(0.51\pm 0.022)x_1 + (0.00024\pm 0.00018)x_2$;

где x_1 - срок службы между ремонтами, x_2 - интенсивность полетов, x_3 – наработка между т/о.

Сущность коэффициентов при факторных признаках состоит в следующем:

увеличение срока службы между ремонтами на 1 год приводит к увеличению глубины коррозионных поражений на поверхности наружной обшивки верхних панелей крыла в среднем:
 на ~0.12 мм в зоне умеренного климата;
 на ~0.27 мм в зоне воздействия морских и промышленных атмосфер;
 на ~0.37 мм в зоне смешанного - умеренного и тропического климата;
 на ~0.58 мм в зоне влажных тропиков при интенсивности 300 пол./год.

Полученные уравнения регрессии для расчета глубины повреждений на внутренней поверхности обшивок нижних панелей из сплава Д16Т имеют вид:

- умеренный климат - $y=(0.12\pm 0.015)x_1$;
- резко-континентальный климат - $y=(0.23\pm 0.042)x_1$;
- промышленные зоны - $y=(0.33\pm 0.035)x_1$;
- морской климат - $y=(0.34\pm 0.045)x_1$;
- смешанные условия эксплуатации - $y=(0.28\pm 0.037)x_1$;
- влажные тропики - $y=(0.47\pm 0.056)x_1$;

где x_1 - срок службы между ремонтами.

Сущность коэффициентов при факторном признаке состоит в следующем: увеличение срока службы между ремонтами на 1 год приводит к увеличению максимальной глубины коррозионных поражений на обшивках нижних панелей центропланов:

- на ~0.12 мм в зоне умеренного климата;
- на ~0.23 мм в зоне резко-континентального климата;
- на ~0.33 мм в промышленных зонах;
- на ~0.34 мм в зоне морского климата;
- на ~0.28 мм в смешанных условиях эксплуатации;
- на ~0.47 мм в зоне влажных тропиков.

Разработка (на основе объективной статистической информации) математических моделей изменения технического состояния элементов конструкции, имеющих коррозионные повреждения, дает возможность прогнозирования скорости развития этих повреждений при различных наработках и сроках службы, применительно к различным условиям эксплуатации.

Результаты оценки скорости развития коррозии на различных элементах конструкции крыла могут быть использованы для корректировки периодичности осмотров и определения оптимального времени восстановления антикоррозионной защиты как анализируемой зоны и группы самолетов, так и других зон, групп и типов самолетов, для которых эти зона и группа могут считаться прототипом. Исходя из полученных значений максимальной величины коррозионного повреждения за год, определяются сроки службы до первого осмотра для новых типов самолетов и периодичность их осмотров в процессе эксплуатации с соответствующими величинами запасов.

Накопленный в процессе эксплуатации самолетов Ан-24 и Ан-26 опыт позволил установить для самолетов Ан-32, Ан-70, Ан-124, Ан-225, Ан-140 более длительные интервалы между их капитальными ремонтами и повысить экономическую эффективность их эксплуатации.

ВЫВОДЫ

1. Согласно результатам корреляции, повреждаемость коррозией элементов конструкции крыла в наибольшей степени зависит от условий эксплуатации и срока службы между техническими осмотрами. В значительно меньшей степени на повреждаемость коррозией влияют наработка между техническими осмотрами и интенсивность полетов.

2. Для верхних панелей крыла из сплава В95Т1 определены уравнения регрессии, позволяющие осуществлять прогнозирование глубины коррозионных повреждений в соответствующих климатических зонах:

- зона умеренного климата – $y=(0.12\pm 0.028)x_1$;
- зона воздействия морских и промышленных атмосфер – $y=(0.27\pm 0.014)x_1$;

- зона смешанного воздействия умеренного климата и тропиков – $y=(0.37\pm 0.025)x_1$;

- зона влажного тропического климата – $y=(0.51\pm 0.22)x_1 + (0.00024\pm 0.00018)x_2$.

3. Скорость развития коррозионных повреждений на обшивках верхних панелей крыла составляет в среднем

- 0.12 мм/год в зоне умеренного климата;

- 0.27 мм/год в зоне воздействия морских и промышленных атмосфер;

- 0.37 мм/год в зоне смешанного - умеренного и тропического климата;

0.58 мм/год в зоне влажного тропического климата при интенсивности 300 полетов/год.

4. Для нижних панелей крыла из сплава Д16Т уравнения регрессии, позволяющие осуществлять прогнозирование глубины коррозионных повреждений, имеют вид:

- умеренный климат - $y=(0.12\pm 0.015)x_1$;

- резко-континентальный климат - $y=(0.23\pm 0.042)x_1$;

- промышленные зоны - $y=(0.33\pm 0.035)x_1$;

- морской климат - $y=(0.34\pm 0.045)x_1$;

- смешанные условия эксплуатации - $y=(0.28\pm 0.037)x_1$;

- влажные тропики - $y=(0.47\pm 0.056)x_1$;

где x_1 - срок службы между ремонтами.

5. Скорость развития коррозионных повреждений на обшивках нижних панелей крыла составляет в среднем:

~0.12 мм/год в зоне умеренного климата;

~0.23 мм/год в зоне резко-континентального климата;

~0.33 мм/год в промышленных зонах;

~0.34 мм/год в зоне морского климата;

~0.28 мм/год в смешанных условиях эксплуатации;

~0.47 мм/год в зоне влажных тропиков.

6. Результаты оценки скорости развития коррозии на различных элементах конструкции крыла могут быть использованы для корректировки периодичности осмотров и определения оптимального времени восстановления антикоррозионной защиты как анализируемой зоны и группы самолетов, так и других зон, групп и типов самолетов, для которых эти зона и группа могут считаться прототипом. Исходя из полученных значений максимальной величины коррозионного повреждения за год, определяются сроки службы до первого осмотра для новых типов самолетов и периодичность их осмотров в процессе эксплуатации с соответствующими величинами запасов.

7. Разработка математических моделей изменения технического состояния элементов конструкции, имеющих коррозионные повреждения, на основе объективной статистической информации дает возможность прогнозирования скорости развития этих изменений при различных наработках и сроках службы, применительно к различным условиям эксплуатации.

8. Накопленный в процессе эксплуатации самолетов Ан-24 и Ан-26 опыт позволил установить для самолетов Ан-32, Ан-70, Ан-124, Ан-225, Ан-140 более длительные интервалы между их капитальными ремонтами и повысить экономическую эффективность их эксплуатации.

Литература.

1. Куранов В.Н., Лебедева Л.А., Ключкова Н.Н.. Проблемы коррозии в современном авиастроении (Обзоры по материалам открытой иностранной печати за 1970 – 1984 г.г.). ЦАГИ №672. – 1987.
2. Единые Нормы летной годности гражданских транспортных самолетов. –1985.
3. Дубинский В.С. Порядок учета возможного снижения прочностных характеристик авиаконструкций из-за коррозии при установлении ресурса планеру. - ЦАГИ. №5004. – 1972.
4. Методы Определения Соответствия к АП 25.571 «Обеспечение безопасности конструкции по условиям прочности при длительной эксплуатации», 1996 г.

Стаття надійшла до редакції 10.05.2017