

УДК 539.4:620.179:678.067

С. Игнатович<sup>1</sup>, докт. техн. наук; Н. Бурау<sup>2</sup>, докт. техн. наук;  
Л. Хумарян<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Национальный авиационный университет

<sup>2</sup>Национальный технический университет Украины «КПИ»

## ОЦЕНКА ДОСТОВЕРНОСТИ КОНТРОЛЯ ТРЕЩИН В АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЯХ

**Резюме.** Достоверность обнаружения трещин методами неразрушающего контроля (НК) определяется вероятностью обнаружения дефекта с заданным размером  $a$  –  $POD(a)$ . Показано, что этот показатель определяет надежность всей системы НК, включая человеческий фактор. На примере использования вероятностного подхода Бейеса с учетом  $POD(a)$  показана возможность некорректного обоснования эмпирического распределения размера дефектов.

**Ключевые слова:** контроль технического состояния, неразрушающий контроль, вероятность обнаружения дефектов, распределение размера дефектов.

S. Ignatovich, N. Bouraou, L. Khumarian

## ESTIMATION OF CRACK CONTROL RELIABILITY FOR AIRCRAFT STRUCTURES

**Summary.** The realization of the damage tolerance concept for aviation structures is defined appreciably by solution of a problem of the damage detection reliability by nondestructive inspection (NDI) methods. The reliability of cracks detection by NDI methods is defined by probability of detection of the given flow size  $a$  –  $POD(a)$ . The reliability index of the NDI taking into account the reliability of the flow detection or miss  $POD(a)$  is the probability of the crack size detection more than  $a$ . Another reliability index of the NDI system, which depends on  $POD(a)$ , is the missing probability of the crack size more than  $a$ . It is shown that  $POD(a)$  defines reliability of all NDI system, including the human factor. The example of a wing surface control by eddy currents is considered for the plane round rivet holes in knots of skin and stringer fastening. The distribution of the detected crack length is described by a Weibull distribution (a posteriori distribution). However, this distribution cannot be accepted as correct because the part of cracks will be not detect under control (especially small sizes cracks). It is shown that a priori (valid) crack length distribution can be defined by using of the Bayesian probabilistic approach, which essentially differs from initial Weibull distribution. The approach offered in this paper is useful to an estimation of a technical condition of aircraft structures by results of operation defects testing.

**Key words:** control of a technical condition, nondestructive inspection, probability of defects detection, flaw size probability distribution.

**Постановка проблемы.** Срок службы (ресурс) современного воздушного судна (ВС) определяется долговечностью его критических конструктивных элементов с учетом воздействия основных повреждающих факторов – усталости и коррозии. Ресурс является определяющим показателем экономической эффективности ВС и, следовательно, его конкурентной способности. Производители авиационной техники (АТ) и ее эксплуатанты (авиационные компании) стремятся обеспечить высокие ресурсные характеристики ВС при поддержании заданного уровня надежности АТ и безопасности полетов. В этой связи в мировой авиационной практике доминирующей концепцией, которая обеспечивается при проектировании, эксплуатации и восстановлении современных ВС, становится концепция допустимости повреждений (damage tolerance) или безопасного повреждения (fail-safe) [1, 2]. Основная решаемая при этом задача – увеличение коммерческого налета ВС с учетом наличия

повреждений, эволюция развития которых контролируется, прогнозируемая и не способна привести к обширному разрушению конструкции.

Базовое положение концепции безопасного повреждения состоит в том, что даже в новых конструкциях всегда существуют дефекты. Исходя из этого, при проектировании заранее предусматривается возможность повреждения каких-либо элементов конструкции и обеспечивается невозможность потери их работоспособности из-за таких повреждений [3, 4]. В этом случае поддержание летной годности ВС основывается на допущении о начальной исходной дефектности конструктивных элементов (эквивалент начального качества (EIQ) [5]) и распространении усталостных трещин до достижения ими предельной длины в тех или иных зонах планера [1, 6]. При таком подходе должна обеспечиваться повышенная живучесть конструктивных элементов ВС, а также достаточно высокая их контролепригодность.

В работе [2] среди базовых положений, которые необходимы для практической реализации концепции допустимости повреждений АТ в эксплуатации, выделяются следующие:

- выбор эффективного метода неразрушающего контроля (НК) при инспекции авиационных конструкций;
- определение минимального размера трещины, который может быть обнаружен с использованием выбранного метода контроля;
- выбор длительности интервалов между инспекциями.

Рассмотрим эти положения более подробно.

Выбор того или иного метода НК для проведения инспекций ВС зависит от материала контролируемого элемента, его местоположения в конструкции, размеров и т.д. Номенклатура и характеристики основных методов НК, используемых при техническом обслуживании самолетов, приведены в работе [7].

Интервалы значений предельного для обнаружения размера дефектов  $a_0$  (длина трещин), которые характеризуют эффективность метода НК, приведены в табл. 1.

**Таблица 1**

Предельные значения размера трещин, достоверно обнаруживаемых различными методами НК [7]

Метод НК и технология		Расположение дефекта	$a_0$ , мм
Токовихревой	Ручной	Близко к поверхности	0,76 – 1,0
	Полуавтоматический	Близко к поверхности	0,5 – 0,76
	Автоматический	Близко к поверхности	0,13 – 0,25
Ультразвуковой	Ручной	Под поверхностью	0,81 – 1,63
	Автоматический	Под поверхностью	0,41 – 0,81
Проникающих жидкостей	Ручной	На поверхности	0,81 – 1,63
	Автоматический	На поверхности	0,41 – 0,81
Магнитопорошковый	Ручной	Близко к поверхности	0,25 – 0,51

Необходимо отметить, что приведенные в табл. 1 размеры трещин считаются достаточно «оптимистическими», так как соответствуют лабораторным условиям контроля. При разработке большинства программ дефектации АТ в эксплуатации для повышения достоверности контроля учитываются так называемые «полевые» условия – доступность контролируемых деталей, их положение, факторы внешней среды и т.д. Более консервативная оценка возможностей методов НК в качестве характеристики их чувствительности к регистрации малоразмерных дефектов приведена в табл. 2.

Характеристикой достоверности обнаружения дефектов любого размера является

размерный параметр  $a_{NDI}$  – длина трещины, которая обнаруживается применяемым методом НК с вероятностью 0,9 при 95-процентном доверительном интервале [9].

Проблема выбора оптимальной длительности интервалов между инспекциями при контроле усталостной поврежденности авиационных конструкций является одной из основополагающих в системе обеспечения надежности и работоспособности АТ. Решение данной проблемы осуществляется с учетом двух аспектов – надежности обнаружения усталостных трещин и закономерностей их роста [8, 10 – 12].

Таблица 2

Значения минимального размера  $a_0$  (в мм) обнаруживаемых трещин различными методами НК с учетом доступности объекта контроля [8]

Метод НК	Доступность объекта контроля				
	Идеальная	Хорошая	Благоприятная	Частичная	Затрудненная
Ультразвуковой	0,508	1,016	2,032	3,048	4,064
Проникающих жидкостей	0,762	1,524	3,048	4,572	6,096
Рентгеновский	1,524	3,048	6,096	9,144	12,19
Визуальный	2,54	5,08	10,16	15,24	20,32

Например, пусть для заданных условий эксплуатационного нагружения известна зависимость изменения длины усталостной трещины  $a(t)$  от наработки  $t$  (время, число циклов). Если при проведении осмотра обнаружена трещина размером  $a_{NDI}$ , а длина предельно допустимой трещины –  $a_p$  ( $a_{NDI} < a_p$ ), то по кривой роста  $a(t)$  определяется продолжительность распространения такой трещины  $T_{ip}$  от  $a_{NDI}$  до  $a_p$ . Тогда, согласно нормативным требованиям, наработка до следующего контроля конструкции назначается как  $T_{ip} / 2$  [9, 10]. Очевидно, что корректность данного подхода зависит от достоверности обнаружения трещины размера  $a_{NDI}$ . Отметим, что методология выбора оптимальной длительности интервалов между инспекциями постоянно совершенствуется как в направлении развития теоретической и экспериментальной механики усталостного разрушения, так и в направлении использования эффективных методов вероятностного прогнозирования и численного моделирования [8, 13].

Таким образом, реализация концепции безопасного повреждения авиационных конструкций в существенной степени определяется решением проблемы надежности обнаружения повреждений методами НК. Лабораторные исследования данной проблемы не учитывают реальные особенности регистрации повреждений при обслуживании АТ в «полевых» условиях, и их результаты не могут использоваться для оценивания достоверности обнаружения дефектов. Из опыта эксплуатации самолетов семейства Boeing за период налета события пропуска дефектов могут в 20 – 50 раз превышать количество событий их регистрации при визуальном осмотре [1, 11]. В этой связи задача оценивания достоверности контроля дефектности ВС является весьма актуальной.

**Вероятность обнаружения дефектов.** Вполне очевидно, что идентификация дефектов тем или иным методом НК является случайным событием. Вероятность этого события будет зависеть от многих факторов, среди которых выделим следующие:

а) объективные – технические и метрологические характеристики используемых средств и аппаратуры НК, методические аспекты проведения контроля, месторасположение дефектов и т.д.;

б) субъективные – возможности оператора надежно осуществлять контроль, его опыт, квалификация и т.д.;

в) размерные характеристики дефектов – чем больше линейный размер или площадь дефекта, тем с большей вероятностью он может быть обнаружен.

Совокупность данных факторов представляет собой систему НК, а ее надежность можно охарактеризовать различными показателями, важнейшим из которых является вероятность обнаружения дефекта с характерным размером  $a$ , который находится в поле действия дефектоскопа. В зарубежной практике НК такую вероятность (Probability of Detection) обычно обозначают как  $POD(a)$  [10], которая, по сути, является условной вероятностью обнаружения трещины длиной  $a$  –  $P(D|a)$  [14].

Данный показатель относится к определяющим характеристикам при оценивании работоспособности ответственных авиационных конструкций в рамках концепции допустимого повреждения. На основании  $POD(a)$  формируется стратегия периодических осмотров АТ, вырабатываются управляющие решения относительно остаточного ресурса ответственных конструктивных элементов, оптимизируются показатели экономической эффективности эксплуатации.

Методология определения  $POD(a)$  и ее обобщающий анализ изложены в работах [7, 15]. Отметим, что статистической оценкой данного показателя обычно является отношение числа обнаруженных (с применением определенной технологии НК) дефектов размера  $a$  к общему количеству дефектов данного размера в конструкции. Вполне очевидно, что такие дефекты при фиксированном методе контроля могут быть выявлены различными операторами с различной вероятностью. Поэтому обнаружимый размер трещины  $a$  обычно выбирается как длина трещины с 50%-ой [10, 15] или 95%-ой [9] вероятностью выявления.

Отметим следующие характерные особенности функции  $POD(a)$ :

1. Зависимость  $POD(a)$  неубывающая, что определяется логическим постулатом – чем больше размер трещины, тем с большей вероятностью такая трещина будет обнаруживаться.

2. Существует пороговый размер трещины  $a_0$ , причем, если  $a \leq a_0$ , то  $POD(a) = 0$ .

3. Вероятность  $POD(a) \rightarrow 1$ , но всегда, даже для больших трещин,  $POD(a) < 1$ , т.е. любая трещина может быть пропущена.

Основное положение состоит в том, что  $POD(a)$  не является функцией распределения случайной величины  $a$  (размера дефекта), а определяет только вероятность обнаружения трещины конкретной длины  $a$ . Однако для аппроксимации зависимости  $POD(a)$  обычно используют аналитические выражения, соответствующие функции распределения для того или иного закона распределения случайной величины. В работе [9] предлагается семь вариантов такого представления  $POD(a)$ .

В качестве примера укажем на часто используемую функциональную зависимость вероятности обнаружения трещины размером  $a$  при одном осмотре одним инспектором [10]

$$POD(a) = 1 - \exp\left(-\frac{a - a_0}{\lambda - a_0}\right)^\gamma, \quad (1)$$

где  $\gamma$  и  $\lambda$  – параметры формы кривой, зависящие, как и размер  $a_0$ , от метода контроля. Для токовихревого контроля:  $a_0 = 0,889$  мм (0,035");  $\lambda = 1,98$  мм (0,078");  $\gamma = 1,78$  [8]. Для других применяемых методов НК:  $\gamma = 0,5$ ; размер  $a_0$  приведен в табл. 2,

а параметр  $\lambda$  определяется из отношения  $\lambda/a_0$  (табл. 3).

Таблица 3

Значения параметра  $\lambda/a_0$  для различных методов НК [8]

Метод НК	$\lambda/a_0$
Ультразвуковой	3,00
Проникающих жидкостей	2,17
Токовихревой	2,23
Рентгеновский	2,50
Визуальный	2,00

Широкое распространение для построения кривой  $POD(a)$  получила аппроксимация данных по методике «hit/miss» (трещина обнаружена или не обнаружена). Согласно данной методике наиболее приемлемой функцией для  $POD(a)$  является т.н. «log-odds model» [9,15]

$$POD(a) = \frac{\exp(\alpha + \beta \ln a)}{1 + \exp(\alpha + \beta \ln a)}, \quad (2)$$

где  $\alpha$  и  $\beta$  – коэффициенты аппроксимации.

**Надежность и достоверность контроля.** Функция  $POD(a)$  является ключевой характеристикой при решении задач, связанных с оценкой надежности и достоверности контроля конструкций. В связи с тем, что  $POD(a)$  задает вероятность обнаружения трещины фиксированной длины, а значение размера дефектов в контролируемом объекте является случайной величиной, возникает задача по определению показателей надежности НК с учетом достоверности обнаружения (или пропуска) дефекта с размером, большим или меньшим некоторого заданного значения. Таким показателем может являться вероятность  $P_D(a)$  обнаружения трещины размером больше  $a$ , которая определяется на основании  $POD(a)$  и функции распределения длины трещин  $F(a)$  в объекте контроля [14]

$$P_D(a) = \frac{1}{1 - F(a)} \int_a^{\infty} POD(x) f(x) dx, \quad (3)$$

где  $f(a)$  – плотность распределения длины трещин в конструкции до осмотра;  $x$  – переменная интегрирования.

Другим показателем надежности системы НК, зависящим от  $POD(a)$ , может выступать вероятность пропуска трещины с длиной, большей заданного значения. Пусть статистический ансамбль трещин описывается плотностью распределения их длины  $f(a)$  и известна функция  $POD(a)$ . При проведении осмотра некоторые трещины в конструкции будут пропущены. Вероятность  $H(a)$  наличия среди пропущенных дефектов трещины с длиной, превышающей или равной  $a$ , определяется на основании формулы полной вероятности [9]

$$H(a) = \int_a^{\infty} [1 - POD(x)] f(x) dx. \quad (4)$$

Нетрудно убедиться, что формулы (3) и (4) связаны очевидным соотношением

$$H(a) = [1 - F(a)][1 - P_D(a)].$$

Расчет по формулам (3) и (4) возможен при наличии информации об априорном распределении длины трещин, заданном плотностью  $f(a)$  или функцией  $F(a)$ . Однако

проблема заключается в том, что адекватность такого распределения можно обеспечить только на эталонных образцах, сформировав у них систему дефектов с заранее заданными размерами. Такие образцы используются при тестировании средств НК.

На практике о распределении длины трещин в конструкции можно судить только после проведения контроля, т.е. по выявленным дефектам. Однако, как было отмечено выше, далеко не все дефекты обнаруживаются. Поэтому результаты контроля не являются по своей сути объективными, и апостериорная функция распределения размера дефектов, например длины трещин  $F_D(a)$ , будет отличаться от априорной  $F(a)$  и не может использоваться при оценивании надежности и достоверности системы НК с использованием формул (3) и (4). Покажем это на следующем примере.

**Достоверность контроля размеров дефектов.** Достоверная информация о размерных параметрах дефектов, получаемая с использованием средств НК, является основополагающим фактором не только для оценивания технического состояния при проведении периодических инспекций технических объектов в эксплуатации или при их дефектации в условиях ремонта. Данная проблема значима и для описания множественного разрушения твердых тел, фундаментальным свойством которого является автоподобность распределения количества рассеянных дефектов  $n$  по их размерам  $a$  [18, 19].

В результате обобщения большого объема экспериментальных данных по размерной неоднородности рассеянных дефектов определена степенная зависимость такого распределения [16, 17]

$$n \propto a^{\pm\eta}, \quad (5)$$

где положительные значения показателя  $\eta$  составляют от 1 до 5, а отрицательные – от – 3 до – 8 [17].

Следует отметить, что представление экспериментальных результатов в виде того или иного статистического закона распределения количества дефектов по их размеру существенно отличается. В ряде случаев для малоразмерных дефектов зависимость (5) имеет экстремум (наличие восходящей и нисходящей ветвей распределения при положительных и отрицательных значениях  $\eta$ ), что определяет «модальный» тип распределения. Большой объем экспериментальных данных свидетельствует о «гиперболическом» типе распределения (без экстремума с одной нисходящей ветвью зависимости (5) при отрицательных значениях показателя степени  $\eta$ ). Устойчивое «гиперболическое» распределение, инвариантное по отношению к условиям нагружения и виду материала, подтверждается теоретически [18, 19]. В обстоятельной работе [20] указывается, что показатель степени в зависимости (5) имеет отрицательное значение (гиперболический тип распределения) и определяется через показатель  $b$  обобщенной функции Гуттенберга-Рихтера ( $\eta \rightarrow -2$ ). Несогласованность теоретических и эмпирических результатов относительно типа распределения размера дефектов (гиперболический или «модальный») можно объяснить с позиций достоверности их обнаружения на следующем примере.

Обычно задача о взаимосвязи результатов контроля с априорным и апостериорным распределениями размеров дефектов решается с использованием вероятностного метода Бейеса [21, 22]. В работе [23] для оценивания априорного распределения размера дефектов ( $F(a)$ ) по результатам обнаруженных при контроле трещин (апостериорное распределение длины –  $F_D(a)$ ) применялась интегральная формула Бейеса.

Рассмотрим случай контроля вихревыми токами поверхности крыла самолета вокруг отверстий под утопленные заклепки в узлах крепления обшивки и стрингеров [23]. Распределение длины выявленных трещин (измеряемой в миллиметрах)

описывается распределением Вэйбула с плотностью

$$f_D(a) = \mu \nu a^{\nu-1} \exp(-\mu a^\nu), \quad (6)$$

где  $\mu$  – параметр масштаба;  $\nu$  – параметр формы. Принимается  $\nu = 2$  и  $\mu = 0,0314$ .

Кривая  $POD(a)$  задается функцией (2) с коэффициентами аппроксимации, взятыми из работы [9],  $\alpha = -2,9$ ;  $\beta = 1,7$ .

Априорная функция распределения длины трещин имеет вид [23]

$$F(a) = P_D \left\{ \mu^\beta e^{-\alpha} \left[ \Gamma\left(1 - \frac{\beta}{\nu}\right) - \Gamma\left(1 - \frac{\beta}{\nu}, \mu a^\nu\right) \right] + F_D(a) \right\}, \quad (7)$$

где  $P_D$  – полная вероятность обнаружения трещины ( $P_D = 0,1436$  [23]);  $\Gamma\left(1 - \frac{\beta}{\nu}, \mu a^\nu\right)$  – неполная гамма-функция;  $F_D(a)$  – функция апостериорного распределения длины трещин, соответствующая плотности распределения (6).

Дифференцируя функцию (7) по  $a$ , получим выражение, связывающее плотность априорного  $f(a)$  и апостериорного  $f_D(a)$  распределений длины трещин

$$f(a) = P_D [\mu \nu a^{\nu-1-\beta} \exp(-\alpha + \mu a^\nu) + f_D(a)]. \quad (8)$$

С учетом выражения (6) из формулы (8) следует

$$f(a) = \mu \nu P_D a^{\nu-1} (e^{-\alpha} a^{-\beta} + 1). \quad (9)$$

Как следует из графиков плотности распределений (6) и (9) (рис. 1), большая часть малоразмерных дефектов не обнаруживается, что существенно изменяет вид апостериорного распределения.

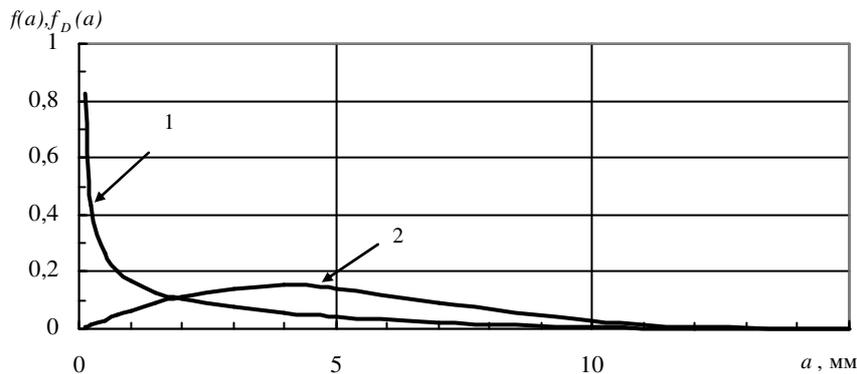


Рисунок 1. Графики плотности априорного  $f(a)$  (1) и апостериорного  $f_D(a)$  (2) распределений длины трещин

Figure 1. Plots for a priori  $f(a)$  (1) and a posteriori  $f_D(a)$  (2) cracks length density distributions

**Вывод.** Достоверность результатов неразрушающего контроля конструкций в существенной степени определяется надежностью системы НК. Решение задачи о достоверности и надежности НК базируется на таком показателе, как вероятность обнаружения дефекта заданного размера  $POD(a)$ . Более малая вероятность обнаружения малоразмерных дефектов приводит к искажению эмпирических данных, которые в этом случае нельзя принимать в качестве критерия истины.

**Conclusions.** The reliability of the structures nondestructive inspection results appreciably is founded on reliability of NDI system. The solution of the reliability NDI system problem is based on probability of detection of the given flow size  $POD(a)$ . Smaller probability of low-sized flows detection leads to distortion of the empirical data, which cannot be accepted as criterion of true in this case.

**Список использованной литературы**

1. Goranson, U.G. Damage tolerance. Facts and fiction / U.G. Goranson // Keynote Presentation in Int. Conf. on Damage Tolerance of Aircraft Structure (Delft, The Netherlands, 25 September 2007). – 2007. – P. 58. – Режим доступа: [http://dtas2007.fyper.com/userfiles/file/Paper%2011\\_Goranson.pdf](http://dtas2007.fyper.com/userfiles/file/Paper%2011_Goranson.pdf)
2. Schijve, J. Fatigue damage in aircraft structures, not wanted, but tolerated? / J. Schijve // Int. J. Fatig. – 2009. – V. 31, Iss. 6 – P. 998 – 1011.
3. Шанявский, А.А. Безопасное усталостное разрушение элементов авиаконструкций: монография [Текст] / А.А. Шанявский. – Уфа: 2003. – 802 с.
4. Kuchemann, J. Aircraft design: synthesis and analysis / J. Kuchemann. – Stanford: Desktop Aeronautics Inc., 2001. – 570 p.
5. Fracture mechanics and fatigue crack growth analysis software tool / AFGROW.net. // Handbook for damage tolerant design. Section 3.2: Equivalent initial quality. – 2010. – P. 3.2.1-3.2.11. – Режим доступа: [http://www.afgrow.net/applications/DTDHandbook/pdfs%5C3\\_2\\_0.pdf](http://www.afgrow.net/applications/DTDHandbook/pdfs%5C3_2_0.pdf)
6. Kim, J.H. Fatigue life prediction of multiple site damage based on probabilistic equivalent initial flaw model / J.H. Kim, G. Zi, Van S-N. and al // Struct. Eng. Mech. – 2011. – Vol. 38, N4. – P. 443 – 457.
7. Fracture mechanics and fatigue crack growth analysis software tool / AFGROW.net. // Handbook for damage tolerant design. Section 3.1: NDI demonstration of crack detection capability. – 2010. – P. 3.1.1-3.1.28. – Режим доступа: [http://www.afgrow.net/applications/DTDHandbook/pdfs%5C3\\_1\\_0.pdf](http://www.afgrow.net/applications/DTDHandbook/pdfs%5C3_1_0.pdf)
8. Mello, Jr. Reliability prediction for structures under cyclic loads and recurring inspections / Mello Jr, A.W.S., Mattos D.F.V. // J. Aerosp. Techn. and Manag. – 2009. – Vol. 1, N2 – P. 201 – 209.
9. Berens, A.P. Evaluation of NDE reliability characterization / A.P. Berens, P.W. Hovey // Final report AFWAL-TR-81-4160. – University of Dayton, Dayton, Ohio, USA, 1981. – Vol. I. – P. 89. – Режим доступа: <http://www.dtic.mil/cgi-bin/GetTRDoc?AD=ADA114467>
10. Broek, D. The practical use of fracture mechanics / D. Broek. – Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 1988. – 522 p.
11. Goranson, U.G. Fatigue issues in aircraft maintenance and repairs / U.G. Goranson // Int. J. Fatigue. – 1997. – Vol. 20, N6. – P. 413 – 431.
12. Kale, A.A. Efficient reliability-based design and inspection of stiffened panels against fatigue / A.A. Kale, R.T. Haftka, B.V. Sankar // J. Aircraft. – 2008. – Vol. 45, N1. – P. 86 – 97.
13. Rambalakov, A. Non-periodic inspection of aging aircraft structures / A. Rambalakov, G. Deodatis // Proc. 9th Joint FAA/DoD/NASA Conf. on Aging Aircraft (Atlanta, GA, March 6–9, 2006). – 2006. – P. 1 – 18. – Режим доступа: <http://www.ewp.rpi.edu/hartford/~ernesto/S2007/SMRE/Zpapers/Rambalakov.pdf>
14. Болотин, В.В. Надежность обнаружения трещин и трещиноподобных дефектов [Текст] / В.В. Болотин // Машиноведение. – 1984. – № 2. – С. 65 – 70.
15. Georgiou, G.A. Probability of Detection (PoD) curves. Derivation, applications and limitations / G.A. Georgiou // Research Report 454, 2006. Jacobi Consulting Limited for the Health and Safety Executive. – 42 p. and Appendixes. – Режим доступа: <http://www.hse.gov.uk/research/rrpdf/rr454.pdf>
16. Ботвина, Л.Р. Автомодельность накопления повреждаемости [Текст] / Л.Р. Ботвина, Г.И. Баренблатг // Проблемы прочности. – 1985. – № 12. – С. 17 – 24.
17. Ботвина, Л.Р. Кинетика разрушения конструкционных материалов [Текст] / Л.Р. Ботвина. – М.: Наука, 1989. – 232 с.
18. Игнатович, С.Р. Распределение размеров дефектов при нагружении [Текст] / С.Р. Игнатович // Пробл. прочности. – 1990. – № 9. – С. 40 – 45.
19. Игнатович, С.Р. Стохастическая модель формирования неоднородности размеров рассеянных трещин. Сообщ. 1. Стационарный рост трещин [Текст] / С.Р. Игнатович, Сото Ф.Ф. Нинасвинча // Пробл. прочности. – 1999. – № 3. – С. 104 – 113.
20. Карпинтери, А. Прогноз развития трещин в полномасштабных конструкциях на основе анализа показателя  $b$  и статистики Юла [Текст] / А. Карпинтери, Дж. Лачидонья, С. Пуцци // Физическая мезомеханика. – 2008. – Вып. 11.3. – С. 75 – 87.
21. Estes, A.C. Updating reliability of steel miter gates on locks and dams using visual inspection results / A.C. Estes, D.M. Frangopol, S.D. Foltz // Engin. Struct. – 2004. – Vol. 26, N3. – P. 319 – 333.
22. Bayesian approach for the evaluation of the reliability of non-destructive testing methods: combination of data from artificial and real defects / Kanzler D., Muller C., Pitkanen J., Ewert U. // Proc. 18th World Conference on Nondestructive Testing (Durban, South Africa, April 16 – 20, 2012). – Режим доступа: [http://www.ndt.net/article/wcndt2012/papers/196\\_wcndtfinal00196.pdf](http://www.ndt.net/article/wcndt2012/papers/196_wcndtfinal00196.pdf)
23. Игнатович, С.Р. Надежность обнаружения трещин при неразрушающем контроле авиационных конструкций [Текст] / С.Р. Игнатович, Н.И. Бурау // Дефектоскопия. – 2013. – Вып. 49. – № 5. – С. 69 – 76.

Получено 20.08.2013