

Кинетика роста усталостных трещин в образцах из алюминиевого сплава Д16АТ с множественными концентраторами

С. Р. Игнатович, Е. В. Каран

Национальный авиационный университет, Киев, Украина

Экспериментально исследован рост усталостных трещин в образцах из алюминиевого сплава Д16АТ с множественными концентраторами в виде отверстий. Для большого количества трещин получена обобщенная кинетическая диаграмма усталостного разрушения и определены коэффициенты уравнения Париса. Показано, что для алюминиевых сплавов Д16АТ 2024-Т3 и 7075-Т6 между этими коэффициентами существует общая линейная зависимость в полулогарифмических координатах. Статистическое описание роста усталостных трещин на основе уравнения Париса задается распределением показателя степени m , которое для алюминиевых сплавов является логарифмически нормальным с общими для всех типов сплавов числовыми характеристиками.

Ключевые слова: усталостные трещины, кинетическая диаграмма усталостного разрушения, уравнение Париса, коэффициенты уравнения Париса.

Введение. Проблема многоочагового повреждения (multiple site damage – MSD) является одной из главных при прогнозировании ресурса авиационных конструкций с большим количеством концентраторов напряжения – отверстий под заклепки [1, 2]. Отверстия служат источниками образования усталостных трещин, которые распространяются вдоль заклепочного соединения. Эти трещины (MSD-трещины) имеют относительно небольшие размеры – их длина ограничивается расстоянием между соседними отверстиями. Однако при достаточно большом количестве повреждений возможно ускоренное снижение остаточной прочности конструкции из-за разрушения отдельных перемычек между отверстиями и формирования большой “лидерной” трещины в заклепочном соединении. Такая трещина быстро растет по механизму поглощения MSD-трещин, разрушенных перемычек и даже неповрежденных отверстий [3, 4]. Для прогнозирования предельного состояния, связанного с формированием больших лидерных трещин, необходимо располагать информацией о поведении малоразмерных MSD-трещин.

Многоочаговое повреждение характеризуется двумя основными факторами: циклической наработкой до появления усталостной трещины у отверстия и периодом распространения таких повреждений до разрушения перемычки между соседними отверстиями. Эти факторы имеют стохастическую природу и должны описываться в вероятностном аспекте [5]. Следует отметить, что статистические характеристики наработки до образования усталостной трещины в авиационных конструкциях имеют достаточную для инженерных расчетов определенность и даже зафиксированы в нормативных документах [6]. Проблема случайного роста усталостных MSD-трещин в алюминиевых сплавах требует более детального изучения.

Для расчетной оценки ресурсных характеристик заклепочных соединений авиационных конструкций широко используется численное моделирование методом Монте-Карло [7–9]. Одним из определяющих положений при этом является статистическое представление скорости роста трещин (СРТ) на основании уравнения Париса:

$$\frac{da}{dN} = C\Delta K^m \quad (1)$$

и его различных модификаций [10, 11], например в виде зависимости Уолкера:

$$\frac{da}{dN} = C \left[\frac{\Delta K}{(1-R)^{1-n}} \right]^m, \quad (2)$$

где a – длина трещины; N – число циклов нагружения; C , m и n – константы материала; ΔK – размах коэффициента интенсивности напряжений (КИН) в цикле; R – коэффициент асимметрии цикла нагружения.

В работах [7, 8] полагали, что коэффициент m в уравнении (1) является детерминированной величиной, равной среднему значению для алюминиевых сплавов, а параметр C – случайной величиной, распределенной по логарифмически нормальному [7] или нормальному [8] законам. Например, для алюминиевого сплава 2024-T3 принято $m = 2,218$ [7] и $m = 2,555$ [8], математическое ожидание (МО) коэффициента $C - \mu[C] = 2,47 \cdot 10^{-23}$, его среднеквадратическое отклонение (СКО) – $\sigma[C] = 2,47^{-24}$ (КИН измеряется в $\text{Па} \cdot \text{м}^{1/2}$, СРТ – в м/цикл) [7] и $\mu[C] = 2,88 \cdot 10^{-7}$, $\sigma[C] = 0,0368$ (КИН измеряется в $\text{МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$, СРТ – в мм/цикл) [8].

В работе [9] для описания кинетики роста усталостной трещины используется модель Янга [12, 13]

$$\frac{da}{dt} = X(t) Q a^b, \quad (3)$$

которая представляет уравнение (1) в несколько иной форме записи, где Q и b – константы ($b = m/2$); t – время, или число циклов нагружения; $X(t)$ – положительный случайный процесс с МО, равным единице. В модели (3) процесс $X(t)$ обобщенно описывает случайные вариации скорости трещин при детерминированных значениях параметров Q и b .

Необходимо отметить, что уравнение (3) обычно используется для относительно небольших по размерам трещин. При численном моделировании MSD-заклепочных соединений принимается, что для фиксированного значения t величина $\lg X(t)$ распределена по нормальному закону с МО, равным нулю [9].

Для решения целого ряда задач, связанных с оценкой технического состояния воздушных судов в эксплуатации, также используются модели случайного роста усталостных трещин на базе уравнения (1). Принимается, что параметры m и C на стабильном (втором) участке кинетической диаграммы усталостного разрушения (КДУР) являются случайными величинами с равномерным распределением в заданных границах своих возможных значений. В работах [14, 15] на основании экспериментальных данных для алюминиевого сплава 7075-T6, полученных в [16], определено, что коэффициент C (измерялся в $\text{м}^{1-m/2} \cdot \text{МПа}^{-m}$) равномерно распределяется в области значений $5 \cdot 10^{-11} \dots 5 \cdot 10^{-10}$, а коэффициент m – в интервале 3,0...4,3. Представление значений этих коэффициентов в координатах $m - \lg C$ свидетельствует о наличии линейной корреляции между ними (коэффициент корреляции равен $-0,8065$):

$$\lg C = q - pm, \quad (4)$$

где p и q – коэффициенты.

В работах [17, 18] для алюминиевых сплавов 7075-T6 и 7075-T651 принималось, что коэффициент m равномерно распределяется в интервале 3,3...4,3 [17] и 3,2...4,6 [18], а коэффициент C трактовался как детерминированная величина, равная $3,8 \cdot 10^{-11} \text{ м}^{1-m/2} \cdot \text{МПа}^{-m}$ [18], или как случайная величина $\lg C$ с равномерным распределением в интервале $-10,3 \dots -9,3$ [17].

В некоторых моделях применяются другие виды распределения коэффициентов m и C . Например, при оптимизации инспекционных программ самолетов для алюминиевого сплава 7075-T651 предлагается логнормальное распределение параметра m с числовыми характеристиками $\mu[m]=2,97$ и $\sigma[m]=1,05$ [19].

Таким образом, при моделировании случайного роста усталостных трещин в алюминиевых сплавах авиационных конструкций параметры m и C уравнения (1) трактуются как случайные величины. В одних моделях принимается, что коэффициент C является случайной величиной, а показатель степени m – детерминированной, в других, наоборот, m – случайная величина, а коэффициент C – величина детерминированная. Ряд моделей основывается на том, что оба коэффициента – случайные величины, которые имеют равномерное распределение в области своих возможных значений и взаимозависимы. Общим в моделях является то, что большинство из них основывается на весьма ограниченном объеме экспериментальных данных относительно коэффициентов m и C для конструкционных алюминиевых сплавов (в основном используются из работ [16, 20]). Поэтому цель настоящей работы заключается в определении коэффициентов уравнения Париса (1) для алюминиевого сплава Д16АТ. При этом используются образцы с множественными концентраторами в виде отверстий под заклепки.

Методика экспериментальных исследований. Плоские образцы, изготовленные из листового алюминиевого сплава Д16АТ толщиной 1,5 мм, имели 14 расположенных в три ряда отверстий диаметром 4 мм (рис. 1).

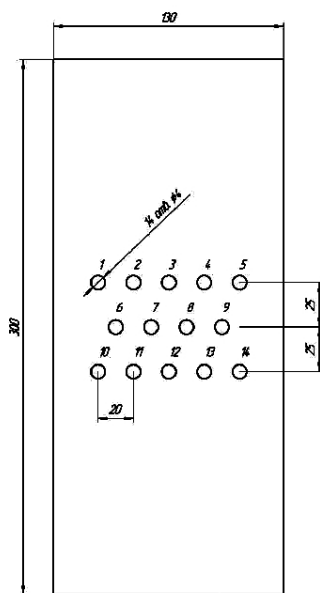


Рис. 1. Образец для испытаний.

Образцы нагружались циклическим растяжением ($R=0$) с частотой 11 Гц при трех значениях максимальных номинальных напряжений цикла (80, 100 и 120 МПа) в нетто-сечениях вдоль горизонтальной линии с пятью отверстиями (по три образца на каждый режим нагружения). Напряжения в нетто-сечении вдоль линии с четырьмя отверстиями были меньше по величине, и это учитывалось при определении КИН.

Отверстия после сверления обрабатывались специальной разверткой для удаления повреждений. Участок поверхности, где расположены отверстия, полировался с двух сторон образца для облегчения визуальной регистрации трещин.

Появление трещин и контроль их роста регистрировались цифровой фотокамерой (разрешение 960×720 пикселей и увеличение $\times 20$), расположенной на специальном облегченном штативе, который крепился непосредственно на образце. Конструкция штатива позволяет одной камерой фотографировать все трещины, перемещая ее к тому или иному отверстию. Использование данной методики обеспечивает получение четких (не размытых) снимков на одинаковом фокусном расстоянии. На снимках отображались порядковый номер отверстия, сами трещины и траектории их роста. Время получения каждого снимка отвечало определенному значению числа циклов нагружения. Длина трещин определялась по цифровым фотографиям с использованием программы “Scale 1.0” как расстояние в пикселях между двумя точками – краем отверстия и вершиной трещины [21].

Размах КИН рассчитывали по формуле

$$\Delta K = Y(a) \Delta \sigma \sqrt{\pi a}, \quad (5)$$

где $\Delta \sigma$ – размах номинальных напряжений в цикле; $Y(a)$ – геометрическая функция коррекции.

Параметр $Y(a)$ описывает влияние на КИН высоких напряжений у отверстия из-за эффекта концентрации. Для пластины с отверстием радиусом r , из которого исходит трещина длиной a , параметр $Y(a)$ определяется как [22]

$$Y(a) = 1 + 2,36 \exp \left[-2,08 \left(\frac{a}{r} \right) \right]. \quad (6)$$

При определении КИН учитывалось увеличение номинального напряжения за счет уменьшения нетто-сечения образца из-за наличия трещин вдоль линии расположения отверстий.

Результаты испытаний и их обсуждение. Обобщенная кинетическая диаграмма усталостного разрушения, построенная по результатам испытаний образцов из алюминиевого сплава Д16АТ с отверстиями, показана на рис. 2. Как видно, характерные участки КДУР в двойных логарифмических координатах аппроксимируются прямыми линиями. Значения коэффициентов m и C уравнения (1) и коэффициентов корреляции R^2 при аппроксимации приведены в табл. 1.

Поле точек на характерных участках обобщенной КДУР (рис. 2) соответствует экспериментальным данным, полученным для трещин в каждом из испытанных образцов.

Как видно из полученных данных (табл. 1), на разных участках КДУР наблюдается значительная вариация значений коэффициентов m и C . Однако для всех КДУР присуща достаточно тесная корреляция между значениями этих коэффициентов. В довольно широком диапазоне значений m и C экспериментальные точки в полулогарифмических координатах аппроксимируются линейной зависимостью

$$\lg C = -6,7956 - 1,0674m \quad (7)$$

с коэффициентом корреляции $R^2 = 0,974$ (рис. 3).

Наличие тесной корреляционной зависимости между коэффициентами уравнения Париса – факт известный, однако результаты систематических исследований в этом направлении весьма ограничены. В работе [23] на основании обзора литературных данных приведены полученные разными авторами четыре зависимости для различных типов сталей, а также собственное корреляционное выражение. Все эти

Т а б л и ц а 1

Значения коэффициентов уравнения (1) при аппроксимации
характерных участков КДУР

Коэффициенты	Участок I	Участок II	Участок III
C	$1,9364 \cdot 10^{-17}$	$1,2246 \cdot 10^{-10}$	$1,306 \cdot 10^{-20}$
m	10,168	2,8081	9,6774
R^2	0,7805	0,6767	0,9145

Т а б л и ц а 2

Значения коэффициентов уравнения (4) для различных типов сталей [23]

Авторы зависимости	p	q	m
Гурни Т. Р.	2,9518	-5,3794	1,8...4,0
Кобаяши К. и др.	3,0527	-5,0654	3,0...6,5
Танака К., Матсуока С.	3,0068	-5,2696	1,8...5,1
Каназава Т. и др.	2,7618	-5,7612	2,0...5,5
Ромвари П., Тот Л., Надь Д.	2,9900	-5,2647	1,5...11,0

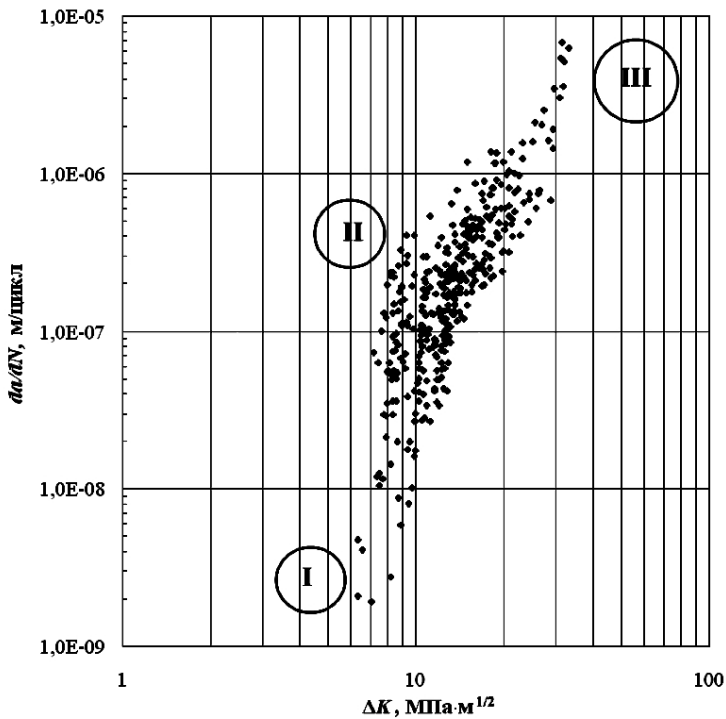


Рис. 2. Кинетическая диаграмма усталостного разрушения алюминиевого сплава Д16АТ, полученная при испытаниях образцов с отверстиями: I, II, III – участки низких, средних и высоких скоростей роста трещин соответственно.

зависимости описываются уравнением (4), значения коэффициентов которого пересчитаны для размерности C в $[м^{1-m/2} \cdot МПа^{-m}/цикл]$ и представлены в табл. 2.

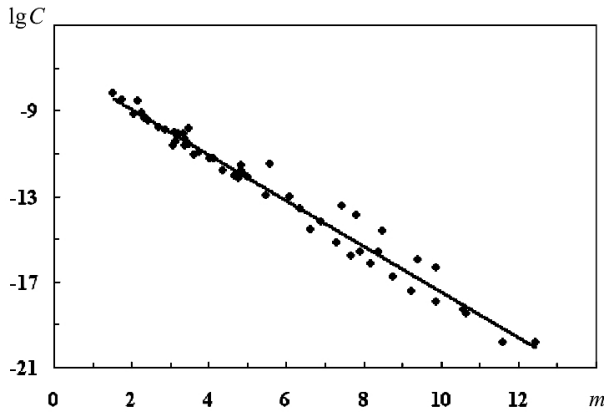


Рис. 3. Зависимость между коэффициентами C и m уравнения Париса для трещин в образцах из алюминиевого сплава Д16АТ с множественными концентраторами. (Сплошная линия – аппроксимация полученных экспериментальных данных уравнением (7).)

Графически они очень близки и с высокой степенью корреляции ($R^2 = 0,9975$) могут быть описаны обобщающим регрессионным уравнением

$$\lg C = -5,3481 - 2,9526m. \quad (8)$$

Сравнение выражения (7) с (8) показывает, что для сталей абсолютное значение коэффициента p почти в три раза больше, чем для алюминиевого сплава. При $2 \leq m \leq 6$ значение коэффициента C для сталей на 2...6 порядков меньше, чем для алюминиевого сплава Д16АТ (рис. 4).

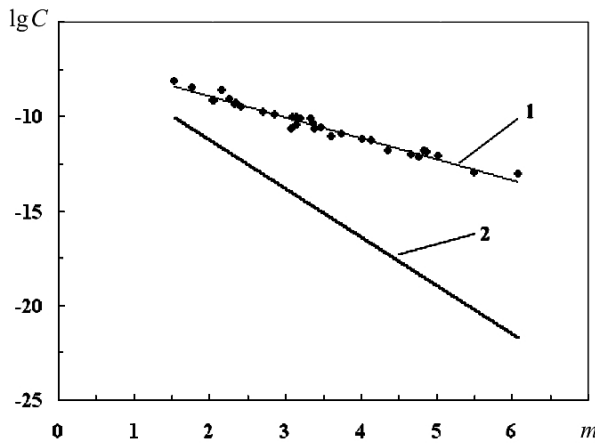


Рис. 4. Зависимость между коэффициентами C и m уравнения Париса для трещин в образцах из алюминиевого сплава Д16АТ (1) и сталей различного типа (2).

Полученные в настоящей работе результаты исследований кинетики роста усталостных трещин в сплаве Д16АТ сравнивали с аналогичными данными для близких по свойствам алюминиевых сплавов 2024-Т3 и 7075-Т6, которые используются в авиастроении. В работе [20] обобщены результаты многочисленных экспериментальных исследований кинетики роста усталостных трещин в данных сплавах в виде набора значений коэффициентов m и C уравнения Париса, взятых из разных

Т а б л и ц а 3

Значения коэффициентов уравнения (4) для алюминиевых сплавов

Сплав	p	q	Коэффициент корреляции R^2
Д16АТ	1,0813	-6,7757	0,9553
2024-Т3	1,3050	-5,7452	0,9077
7075-Т6	1,0206	-6,4447	0,9398

источников: 21 значение для сплава 2024-Т3 и 39 для сплава 7075-Т6. Как и для сплава Д16АТ, эти данные аппроксимируются линейной зависимостью (4), значения коэффициентов которой приведены в табл. 3 (для $m \leq 6$).

Экспериментальные точки для алюминиевых сплавов Д16АТ, 2024-Т3 и 7075-Т6 достаточно компактно группируются вокруг линейной зависимости

$$\lg C = -6,4607 - 1,1442m \quad (9)$$

с коэффициентом корреляции $R^2 = 0,9057$ (рис. 5), что свидетельствует о достоверности полученных результатов.

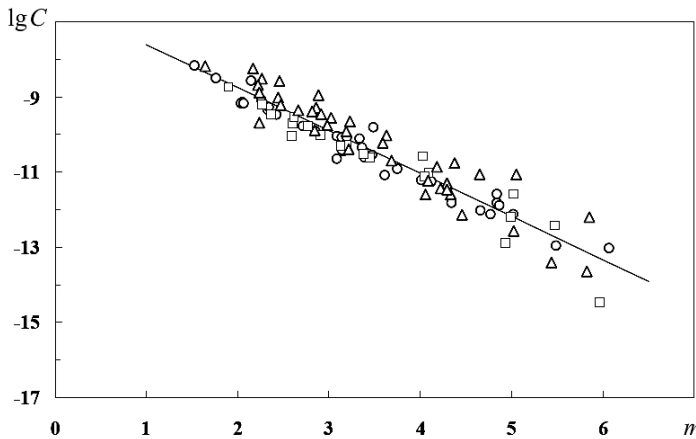


Рис. 5. Зависимость между коэффициентами C и m уравнения Париса для трещин в образцах из алюминиевых сплавов Д16АТ (O), 2024-Т3 (□) и 7075-Т6 (△). (Линия – аппроксимация полученных экспериментальных данных уравнением (11).)

Наличие линейной зависимости между параметрами $\lg C$ и m объясняется тем, что кинетические диаграммы усталостного разрушения имеют общую точку, которую можно назвать фокусом диаграмм (точка Гурни [24]) – рис. 6.

Действительно, пусть КДУР, полученные для разных трещин в конкретном материале, представляют набор линий в двойных логарифмических координатах (на рис. 6 сплошные линии), которые пересекаются в точке с координатами $(\lg K_f; \lg C_f)$, где K_f и C_f – параметры определенного класса материалов (стали, алюминиевые сплавы и т.п.).

Согласно принятой схеме (рис. 6), для i -й диаграммы можно записать

$$m_i = \frac{\lg C_f - \lg C_i}{\lg K_f}. \quad (10)$$

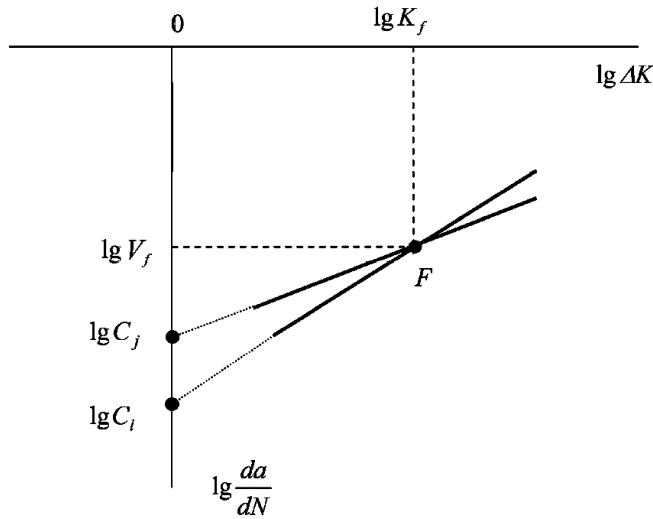


Рис. 6. Схема к обоснованию зависимости (4) для диаграмм усталостного разрушения, имеющих точку фокуса (точка F).

Из (10) следует зависимость

$$\lg C_i = \lg V_f - m_i \lg K_f, \quad (11)$$

которая справедлива для любой диаграммы, пересекающейся в точке $(\lg K_f; \lg V_f)$.

Сравнивая соотношение (4) с (11), получаем

$$p = \lg K_f; \quad q = \lg C_f. \quad (12)$$

Таким образом, коэффициенты p и q (4) задают координаты точки фокуса для линейных участков кинетических диаграмм усталостного разрушения, причем, как показывают приведенные данные, по крайней мере, для двух классов материалов эти параметры являются инвариантными по отношению к марке материала внутри данного класса. Например, для алюминиевых сплавов согласно зависимости (9) имеем $K_f = 13,94 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$, $V_f = 3,4618 \cdot 10^{-7} \text{ м/цикл}$, для сталей из формулы (8) следует $K_f = 896,6 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$, $V_f = 4,4864 \cdot 10^{-6} \text{ м/цикл}$.

Уравнение Париса (1) с учетом зависимости (4) и значений коэффициентов (12) принимает вид

$$\frac{da}{dN} = 10^q (10^{-p} \Delta K)^m = V_f \left(\frac{\Delta K}{K_f} \right)^m, \quad (13)$$

где коэффициенты p и q , или K_f и V_f , как отмечалось выше, являются общими для определенного класса материалов, а от конкретного материала зависит только показатель степени m .

Уравнение (13) удобно использовать для статистического описания кинетики роста усталостных трещин, так как случайной величиной является только один параметр – коэффициент m . Статистические распределения данного параметра для рассматриваемых авиационных алюминиевых сплавов описываются логарифмически нормальным законом с достаточно близкими значениями числовых характеристик (табл. 4).

Т а б л и ц а 4

Значения числовых характеристик распределения коэффициента m для алюминиевых сплавов

Сплав	Объем выборки	$\mu[m]$	$\sigma[m]$	Закон распределения
Д16АТ	36	3,4163	1,1306	Логнормальный
2024-Т3	21	3,7519	1,3610	
7075-Т6	39	3,6102	1,2110	
2024-Т3 и 7075-Т6	60	3,6598	1,2559	
Д16АТ, 2024-Т3, 7075-Т6	96	3,5685	1,2101	

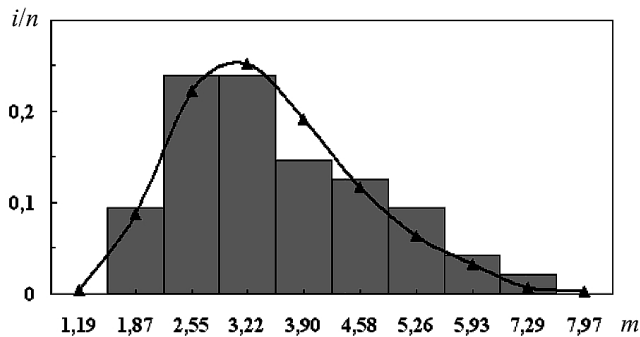


Рис. 7. Гистограмма и функция плотности распределения (линия) коэффициента m для алюминиевых сплавов Д16АТ, 2024-Т3 и 7075-Т6 (i/n – частота попаданий в интервал значений гистограммы; n – общее количество значений, $n = 96$).

Гистограмма обобщенного распределения экспериментальных значений коэффициента m для трех типов алюминиевых сплавов показана на рис. 7.

Выводы

1. На основании проведенных экспериментальных исследований образцов с множественными концентраторами в виде отверстий получена обобщенная кинетическая диаграмма усталостного разрушения алюминиевого сплава Д16АТ для большого количества трещин.

2. Представленные в виде уравнения Париса экспериментальные данные свидетельствуют о наличии линейной зависимости между коэффициентами (C , m) в полулогарифмических координатах. Данная зависимость, полученная для сплава Д16АТ, согласуется с результатами других исследований по кинетике роста усталостных трещин в аналогичных по свойствам алюминиевых сплавах. Такой тип зависимости свидетельствует о существовании общей точки (точки фокуса), в которой пересекаются кинетические диаграммы усталостного разрушения.

3. На примере различных типов алюминиевых сплавов и сталей сделано предположение, что координаты точки фокуса K_f и V_f являются общими для определенного класса материалов, а от конкретного материала зависит только показатель степени m уравнения Париса.

4. На основе обобщения экспериментальных данных для трех типов алюминиевых сплавов показано, что распределение показателя степени m в уравнении Париса описывается логарифмически нормальным распределением, определены числовые характеристики этого распределения.

5. Полученные результаты могут использоваться для статистического описания роста усталостных трещин в авиационных конструкциях при решении широкого круга задач, связанных с оценкой ресурсных показателей самолетов.

Резюме

Експериментально досліджено ріст утомних тріщин у зразках з алюмінієвого сплаву Д16АТ із множинними концентраторами у вигляді отворів. Для великої кількості тріщин отримано узагальнену кінетичну діаграму втомного руйнування і визначено коефіцієнти рівняння Паріса. Показано, що для алюмінієвих сплавів Д16АТ, 2024-Т3 і 7075-Т6 між цими коефіцієнтами має місце загальна лінійна залежність у напів-логарифмічних координатах. Статистичний опис росту втомних тріщин на основі рівняння Паріса задається розподілом показника степеня m , який для алюмінієвих сплавів є логарифмічно нормальним із загальними для всіх типів сплавів числовими характеристиками.

1. *Schijve J.* Multiple-site damage in aircraft fuselage structures // *Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct.* – 1995. – **18**, No. 3. – P. 329–344.
2. *Goranson U. G.* Damage Tolerance. Facts and Fiction // Keynote Presentation in Int. Conf. on Damage Tolerance of Aircraft Structure (Sept. 25, 2007, Delft). – 2007. – 58 p.
3. *Swift T.* Widespread fatigue damage monitoring – issues and concerns // *Proc. 5th Int. Conf. on Structural Airworthiness New and Aging Aircraft* (June 16–18, 1993, Hamburg, Germany). – 1993. – P. 829–870.
4. *Tong P., Greif R., and Chen L.* Residual strength of aircraft panels with multiple site damage // *Comput. Mech.* – 1994. – **13**, No. 4. – P. 285–294.
5. *Игнатович С. Р.* Вероятностная модель многоочагового усталостного повреждения заклепочных соединений авиационных конструкций // *Пробл. прочности.* – 2014. – № 3. – С. 48–58.
6. *Recommendations for Regulatory Action to Prevent Widespread Fatigue Damage in the Commercial Airplane Fleet* // Final Report of the AAWG. – 1999. – 162 p.
7. *Proppe C.* Probabilistic analysis of multi-site damage in aircraft fuselages // *Comput. Mech.* – 2003. – **30**, No. 4. – P. 323–329.
8. *Cavallini G. and Lazzeri R.* A Probabilistic Approach to Fatigue Design of Aerospace Components by Using the Risk Assessment Evaluation // *Recent Advances in Aircraft Technology* / Ed. by Ramesh K. Agarwal. – InTech. – 2012. – P. 29–48.
9. *Wang H. L. and Grandt A. F.* Monte Carlo analysis of widespread fatigue damage in lap joints // *Analysis of Widespread Fatigue Damage in Aerospace Structures* (Final Report for Air Force Office of Scientific Research) / Prep. by A. F. Grandt, Jr., T. N. Farris, and B. H. Hillberry / Purdue University. – 1999. – 25 p.
10. *Панасюк В. В.* Предельное равновесие хрупких тел с трещинами. – Киев: Наук. думка, 1968. – 246 с.
11. *Carpinteri A.* Handbook of Fatigue Crack Propagation in Metallic Structures. – Amsterdam: Elsevier Science BV, 1994.
12. *Salivar G. C., Yang J. N., and Schwartz B. J.* A statistical model for the prediction for fatigue crack growth under a block type spectrum loading // *Eng. Fract. Mech.* – 1988. – **31**, No. 3. – P. 371–380.
13. *Yang J. N., Hsi W. H., Manning S. D., and Rudd J. K.* Stochastic crack propagation in fastener holes // *J. Aircraft.* – 1982. – **22**, No. 9. – P. 810–817.

14. *Pattabhiraman S., Kim N. H., and Hafika R. T.* Effects of uncertainty reduction measures by structural health monitoring on safety and lifecycle cost of airplanes // Proc. 51st Conf. "AIAA/ASME/ASCE/ANS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials" (Apr. 12–15, 2010, Orlando, Florida, USA). – 2010. – Vol. 3. – P. 2221–2232.
15. *Pattabhiraman S., Hafika R. T., and Kim N. H.* Effect of inspection strategies on the weight and lifecycle cost of airplanes // Proc. 52nd Conf. "AIAA/ASME/ASCE/ANS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials" (Apr. 4–7, 2011, Denver, Colorado, USA). – 2011. – Vol. 2. – P. 900–913.
16. *Newman J. C., Jr., Phillips E. P., and Swain M. H.* Fatigue-life prediction methodology using small-crack theory // Eng. Int. J. Fatigue. – 1999. – **21**, Issue 2. – P. 109–119.
17. *Coppe A., Hafika R. T., Kim N. H., and Yuan F.-G.* Statistical characterization of damage propagation properties in structural health monitoring // Proc. 50th Conf. "AIAA Non-Deterministic Approaches" (May 4–7, 2009, Palm Springs, CA, USA). – 2009. – Vol. 4. – P. 1988–1997.
18. *Coppe A., Hafika R. T., Kim N. H., and Yuan F.-G.* Uncertainty reduction of damage growth properties using structural health monitoring // J. Aircraft. – 2010. – **47**, No. 6. – P. 2030–2038.
19. *Kale A. A. and Hafika R. T.* Tradeoff of weight and inspection cost in reliability-based structural optimization // Ibid. – 2008. – **45**, No. 1. – P. 77–85.
20. *Sinclair G. B. and Pierie R. V.* On obtaining fatigue crack growth parameters from the literature // Int. J. Fatigue. – 1990. – **12**, No. 1. – P. 57–62.
21. *Каран С. В.* Методика дослідження множинного втомного пошкодження зразків з отворами // Наукоємні технології. – 2014. – **21**, № 1. – С. 105–109.
22. *Rambalakov A. and Deodatis G.* Non-periodic inspection of aging aircraft structures // Proc. 9th Joint FAA/DoD/NASA Conf. on Aging Aircraft (March 6–9, 2006, Atlanta, GA, USA). – 2006. – P. 1–18.
23. *Ромвари П., Том Л., Надь Д.* Анализ закономерностей распространения усталостных трещин в металлах // Пробл. прочности. – 1980. – № 12. – С. 18–28.
24. *Baker M. and Stanley I.* Assessing and Modelling the Uncertainty in Fatigue Crack Growth in Structural Steels // HSE Research Report RR643. – 2008. – 97 p.

Поступила 11. 12. 2014