

# СКОРОСТЬ РОСТА УСТАЛОСТНЫХ ТРЕЩИН В АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВАХ Д16АТ, 2024Т3 И 7075Т6

С.Р. Игнатович, Е.В. Каран

Национальный авиационный университет, Украина

**Abstract.** Coefficients  $C$  and  $m$  values for Paris law were defined for aluminium alloy D16AT. These results were compared with analogous experimental data for aluminium alloys 2024 T3 and 7075 T6. Experimental points for these aluminium alloys are compactly enough clustered around the linear dependence  $\lg C$  vs  $m$ . This linear dependence signifies that the fatigue fracture kinetic diagrams for the aluminium alloys have the intersection point (a focus point).

**Введение.** Решение целого ряда задач, связанных с оценкой ресурса, остаточной прочности и определением технического состояния воздушных судов в эксплуатации, базируется на описания случайного роста усталостных трещин. Большинство таких задач решаются с применением методов численного моделирования, реализующих ту или иную модель распространения трещин. Например, для расчетной оценки ресурсных характеристик заклепочных соединений авиационных конструкций при многоочаговом повреждении (MSD) широко используется численное моделирование методом Монте-Карло [1]. При этом одним из определяющих положений является статистическое представление скорости роста трещин (СРТ) на основании уравнения Пэриса – Эрдогана

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

где  $a$  – длина трещины;  $N$  – число циклов нагружения;  $C$  и  $m$  – константы материала;  $\Delta K$  – размах коэффициента интенсивности напряжений (КИН) в цикле.

В работах [2,3] принимается, что коэффициент  $m$  в уравнении (1) является детерминированной величиной, которая равна среднему значению данного коэффициента для алюминиевых сплавов. Параметр  $C$  – случайная величина, распределенная по логарифмически нормальному закону.

Положение о том, что случайный рост трещин определяется распределением параметра  $C$  в уравнении (1) использовано в работе [4]. При моделировании MSD для асимметричного циклического нагружения ( $R=0,1$ ) алюминиевого сплава 2024-T3 принято:  $m=2,555$ , а параметр  $C$  распределен по нормальному закону.

При численном моделировании принимается, что параметры  $m$  и  $C$  на стабильном (втором) участке кинетической диаграммы усталостного разрушения являются случайными величинами с равномерным распределением в заданных границах своих возможных значений. На основании экспериментальных данных для алюминиевого сплава 7075-T6, взятых из работы [5], определено, что коэффициент  $C$  (с размерностью  $\text{мм}^{1-m/2}$ ) равномерно распределен в области значений  $5 \cdot 10^{-11} \dots 5 \cdot 10^{-10}$ , а коэффициент  $m$  – в интервале  $3 \dots 4,3$  [6,7].

В работе [8] для алюминиевого сплава 7075-T6 было принято, что коэффициент  $m$  равномерно распределен в области  $3,3 \dots 4,3$ , а случайная величина  $\lg C$  имеет равномерное распределение в интервале с граничными значениями от  $-10,3$  до  $-9,3$ . При моделировании роста усталостных трещин в алюминиевом сплаве 7075-T651 в качестве случайной величины принимался коэффициент  $m$  с равномерным распределением в интервале  $3,2 \dots 4,6$ , а коэффициент  $C$  был детерминированной величиной, равной  $3,8 \cdot 10^{-11}$  с размерностью  $\text{мм}^{1-m/2}$  [9].

Таким образом, при моделировании случайного роста усталостных трещин параметры  $m$  и  $C$  уравнения (1) трактуются как случайные величины. В некоторых моделях принимается, что случайной величиной является коэффициент  $C$ , а показатель

степени  $m$  – детерминированная величина. В других моделях наоборот – случайная величина  $m$ , а коэффициент  $C$  – величина детерминированная. Ряд моделей основываются на том, что оба коэффициента являются случайными величинами, которые имеют равномерное распределение в области своих возможных значений. Общим является то, что большинство из этих моделей основываются на весьма ограниченном объеме экспериментальных данных по значениям коэффициентов  $m$  и  $C$  для конструкционных алюминиевых сплавов. В этой связи цель настоящей работы состоит в экспериментальном определении коэффициентов уравнения Пэриса – Эрдогана (1) для алюминиевого сплава Д16АТ и обобщении этих данных с аналогичными результатами, полученными для близких по свойствам авиационных алюминиевых сплавов.

**Методика экспериментальных исследований.** Для получения расширенного объема данных по скорости роста усталостных трещин испытывались плоские образцы с множественными концентраторами напряжений. Образцы изготавливались из листового алюминиевого сплава Д16АТ толщиной 1,5 мм и имели 14 отверстий диаметром 4 мм, расположенных в три ряда – по 5, 4 и 5 отверстий вдоль линий, перпендикулярных действующему напряжению. Расстояние между отверстиями одинаково и равно 20 мм.

Образцы нагружались циклическим растяжением с частотой 11 Гц при трех уровнях максимального напряжения цикла в нетто сечениях вдоль линии с пятью отверстиями: 80 МПа; 100 МПа и 120 МПа (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.

Регистрация появления трещин и контроль их роста выполнялись с использованием цифровой фотокамеры с разрешением 960×720 пикселей и увеличением ×20. Камера подвижно располагалась на специальном облегченном штативе, который крепился непосредственно на образце. Такая конструкция позволяла выборочно фотографировать трещины у любого отверстия. Использование данной методики обеспечивало 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 согласовывалось со значением числа циклов нагружения. Длины трещин определялись по их цифровым фотографиям [10].

Размах КИН рассчитывался по формуле

$$\Delta K = Y(a)\Delta\sigma\sqrt{\pi a}, \quad (2)$$

где  $\Delta\sigma$  – размах номинальных напряжений в цикле;  $Y(a)$  – геометрическая функция коррекции, описывающая влияние на КИН высоких напряжений у отверстия из-за эффекта концентрации.

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

Распространение трещин представлялось в виде кинетических диаграмм усталостного разрушения – зависимостей СРТ от размаха КИН в двойных логарифмических координатах. Эти диаграммы аппроксимировались линейными функциями и определялись значения коэффициентов  $m$  и  $C$  уравнения (1).

**Результаты испытаний.** Для кинетических диаграмм роста исследуемых трещин характерна значительная вариация значений коэффициентов  $m$  и  $C$ . Однако для всех кинетических диаграмм присуща достаточно высокая корреляция между значениями этих коэффициентов. В широком диапазоне значений  $m$  и  $C$  экспериментальные точки в полулогарифмических координатах описываются линейной зависимостью

$$\lg C = -6,7956 - 1,0674m \quad (3)$$

с коэффициентом корреляции  $R^2=0,974$  (рис. 1).

Полученные для сплава Д16АТ результаты сопоставимы с аналогичными экспериментальными данными для близких по свойствам алюминиевых сплавов, которые используются в авиационной промышленности. В работе [11] обобщены результаты обширных экспериментальных исследований по кинетике роста усталостных трещин в алюминиевых сплавах 2024 Т3 и 7075 Т6, и приведены значения коэффициентов  $m$  и  $C$  уравнения (1), взятых из разных источников. Приведенные в [11] данные не противоречат полученным для сплава Д16АТ результатам и совместно с ними (для  $m \leq 6$ ) аппроксимируются ( $R^2=0,9057$ ) зависимостью (рис. 2)

$$\lg C = -6,4607 - 1,1442m \quad (4)$$

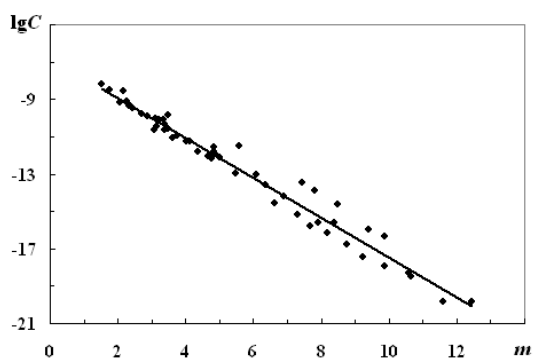


Рис. 1. Зависимость между коэффициентами  $m$  и  $C$  уравнения (1) для алюминиевого сплава Д16АТ (линия – аппроксимация уравнением (3)).

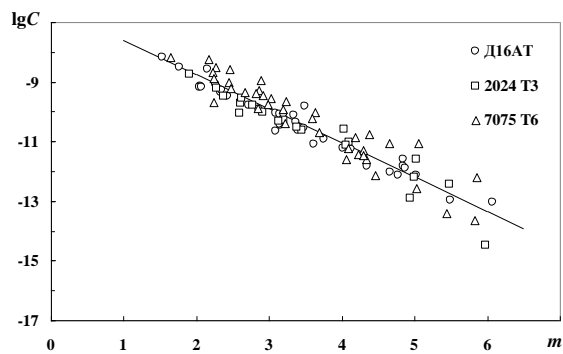


Рис. 2. Зависимости между коэффициентами  $m$  и  $C$  уравнения (1) для алюминиевых сплавов Д16АТ, 2024 Т3 и 7075 Т6 (линия – аппроксимация уравнением (4))

Линейная зависимость между параметрами  $\lg C$  и  $m$  означает, что кинетические диаграммы усталостного разрушения имеют точку пересечения, которую можно назвать фокусом диаграмм (рис. 3).

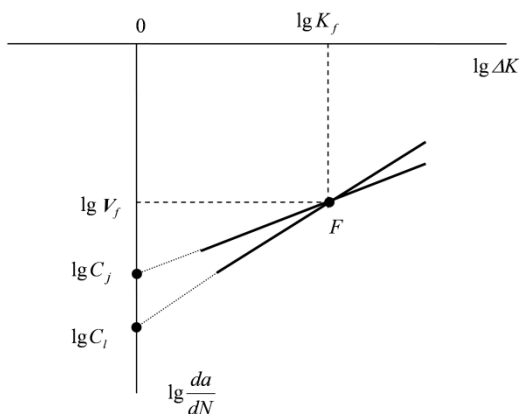


Рис. 3. Схема пересечения диаграмм усталостного разрушения в точке фокуса (точка  $F$ )

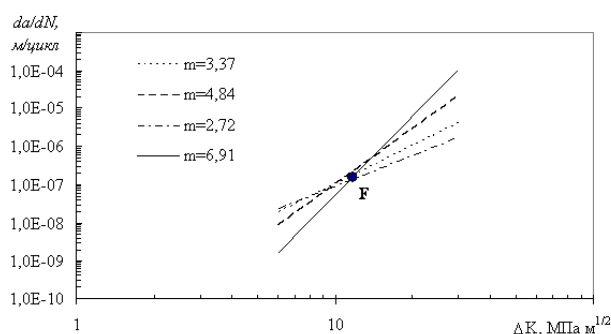


Рис. 4. Кинетические диаграммы усталостного разрушения для алюминиевого сплава Д16АТ при разных значениях  $m$

Согласно принятой схеме (рис. 3), для  $i$ -ой диаграммы можно записать

$$m_i = \frac{\lg V_f - \lg C_i}{\lg K_f} \quad (5)$$

где  $K_f$  и  $V_f$  – параметры, определяющие координаты точки фокуса.

Из (5) следует

$$\lg C_i = \lg V_f - \lg K_f \cdot m_i. \quad (6)$$

Уравнение (6) справедливо для любой пересекающейся в точке  $(\lg K_f; \lg V_f)$  диаграммы. На основании (6) и экспериментальной зависимости (3) для сплава Д16АТ имеем  $K_f = 11,68 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$  и  $V_f = 1,6 \cdot 10^{-7} \text{ м/цикл}$ , а для алюминиевых сплавов Д16АТ, 2024 Т3 и 7075 Т6 с учетом (4) получаем:  $K_f = 13,94 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$  и  $V_f = 3,4618 \cdot 10^{-7} \text{ м/цикл}$ . Экспериментальные кинетические диаграммы для сплава Д16АТ при различных значениях показателя  $m$  пересекаются близко к найденной для этого сплава точке фокуса (рис. 4).

Уравнение Пэриса (1) с учетом выражения (6) принимает вид

$$\frac{da}{dN} = V_f \left( \frac{\Delta K}{K_f} \right)^m. \quad (7)$$

Уравнение (7) можно использовать как полудетерминистическую модель распространения усталостных трещин, в которой параметры фокуса  $K_f$  и  $V_f$  – величины детерминированные, а случайной величиной является показатель степени  $m$ .

### Список литературы

1. *Recommendations for regulatory action to prevent widespread fatigue damage in the commercial airplane fleet: a report of the AAWG (Final Report) / Airworthiness Assurance Working Group.* – 1999. – 162 p.
2. *Proppe C.* Probabilistic analysis of multi-site damage in aircraft fuselages // *Comp. Mech.* – 2003. – **30**, No 4. – P. 323-329.
3. *Garcia A. N., Irving P. E.* Lap joint MSD assessment using a probabilistic model // *Proc. 11th Int. Conf. on Fracture “Aeronautics & Aerospace” (March 20-25, 2005, Turin, Italy).* – 2005. – P. 74–79.
4. *Cavallini G., 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.* – INTECHWEB.ORG. – 2012. – P. 29-48.
5. *Newman Jr, J.C., Phillips E.P., Swain M.H.* Fatigue-life prediction methodology using small-crack theory // *Eng Int. J. Fatigue.* – 1999. – **21**, Is. 2. – P. 109–119.
6. *Pattabhiraman S., Kim N.H., Haftka R.T.* Effects of uncertainty reduction measures by structural health monitoring on safety and lifecycle cost of airplanes // *Proc. 51st Conf. «AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials» (Apr. 12-15, 2010, Orlando, Florida, USA).* AIAA-2010-2677 – 2010. – 11 p.
7. *Pattabhiraman S., Haftka R.T., Kim N.H.* Effect of inspection strategies on the weight and lifecycle cost of airplanes // *Proc. 52nd Conf. «AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials» (April 4-7, 2011, Denver, Colorado, USA).* – 2011. – 13 p.
8. *Coppe A., Haftka R.T., Kim N.H., Yuan F.-G.* Uncertainty reduction of damage growth properties using structural health monitoring // *J. of Aircraft* – 2010. – **47**, No 6. – P. 2030-2038.
9. *Coppe A., Haftka R.T., Kim N.H., Yuan F.-G.* Statistical characterization of damage propagation properties in structural health monitoring // *Proc. 11th Conf. «AIAA Non-Deterministic Approaches» (May 4-7, 2009, Palm Springs, CA, USA).* – 2009. – 9 p.
10. *Каран С. В.* Методика дослідження множинного втомного пошкодження зразків з отворами // *Наукоємні технології* – 2014. – **21**, № 1. – С. 105-109.
11. *Sinclair G.B., Pierie R.V.* On obtaining fatigue crack growth parameters from the literature // *Int. J. Fatigue* – 1990. – **12**, No 1. – P. 57-62.