

# 高强预腐蚀铝合金单轴拉-拉疲劳断口定量分析

朱泽龙, 李旭东, 穆志韬

(海军航空工程学院 青岛校区, 山东 青岛 266041)

**摘要:** **目的** 通过断口定量分析获得 7A09 铝合金的疲劳裂纹扩展规律, 为 7A09 铝合金结构的寿命评估提供依据。**方法** 使用 EXCO 溶液对试验件进行预腐蚀, 利用疲劳拉伸机进行疲劳加载直至断裂, 使用扫描电镜对疲劳断口进行定量化分析。**结果** 疲劳裂纹在试件的腐蚀坑处萌生, 从自由界面附近向纵深发展导致试件的断裂。通过断口分析和 Paris 公式确定了裂纹的萌生寿命和扩展寿命。**结论** 腐蚀之后的试件裂纹萌生寿命占总寿命的比例下降, 当裂纹扩展程度较大之后, 受腐蚀影响减轻, 得出裂纹扩展速率和应力强度因子的关系。

**关键词:** 7A09 铝合金; 疲劳断口; 疲劳裂纹萌生; 疲劳裂纹扩展

**DOI:** 10.7643/issn.1672-9242.2018.01.019

**中图分类号:** TJ04      **文献标识码:** A

**文章编号:** 1672-9242(2018)01-0096-04

## Quantitative Analysis on Tension-Tension axial Fatigue Fractography of High Strength and Toughness Aluminum Alloy

ZHU Ze-long, LI Xu-dong, MU Zhi-tao

(Qingdao Campus of Naval Aeronautical Academy, Qingdao 266041, China)

**ABSTRACT: Objective** To obtain fatigue crack propagation behaviors of 7A09 aluminum alloy by quantitative analysis of crack to provide basis for its fatigue life analysis. **Methods** EXCO solution was used to have pre-corrosion on test specimen. The fatigue tension machine was used to load fatigue till cracking. The scanning electron microscope was applied to carry out quantitative analysis on fatigue fracture. **Results** The fatigue crack appeared at the corrosion pit of the specimen and developed in depth and breadth from adjacent of free interface and lead to fracture. Initiation life and propagation of crack were determined by fracture analysis and Paris formula. **Conclusion** The ratio of crack initiation life of specimen after corrosion decreased. When the crack extent is larger, the corrosion effect is reduced. The relationship between the crack propagation rate and the stress intensity factor was obtained.

**KEY WORDS:** 7A09 aluminum alloy; fatigue fractography; fatigue crack initiation; fatigue crack propagation

作为高强高韧铝合金的主体, Al-Zn-Mg-Cu 系合金的性能非常优秀, 是航空航天工业的主要承力结构材料之一<sup>[1]</sup>。疲劳断裂是飞机铝合金结构材料在交变载荷作用下发生失效破坏的主要原因。Al-Zn-Mg-Cu 系航空铝合金材料随着其断裂强度和屈服强度的提高, 塑性变形能力反而下降, 对于疲劳破坏更为敏感, 对其疲劳破坏过程进行研究是保持航空结构安全可

靠性的重要保障。文中通过扫描电子显微镜对 7A09 铝合金断口进行定量化检测<sup>[3]</sup>, 反推其断裂过程, 旨在对此类合金的疲劳研究和应用提供参考。

## 1 实验材料及方法

实验研究采用的是 7A09 铝合金材料, 热处理为

收稿日期: 2017-08-13; 修订日期: 2017-09-05

作者简介: 朱泽龙 (1992—), 男, 山东烟台人, 硕士, 主要研究方向为海洋环境与飞行器性能研究。

T6 状态。飞机结构中该材料通常作为蒙皮和机翼主梁和后掠机翼斜撑梁等承力结构的主要材料，其主要成分见表 1。沿着轧制方向截取狗骨状试件，如图 1 所示，厚度为 3 mm。材料的力学性能通过单向拉伸试验确定，屈服强度为 500 MPa，抗拉强度为 540 MPa，弹性模量为 72 GPa。基于 ASTM G34 测试标准，利用 EXCO 溶液对于试件表面进行预腐蚀实验，试件在 EXCO 溶液中浸润 2 h，确保在构件表面形成肉眼可见的腐蚀坑<sup>[2]</sup>，试验装置如图 2 所示。

表 1 7A09 铝合金的化学成分

元素	Zn	Mg	Cu	Mn	Fe	Si	Mn	Al
质量	5.1~	2.0~	1.2~	0.2~	0.5	0.5	0.15	Bal.
分数/%	6.1	3.0	2.0	0.6	0.5	0.5	0.15	Bal.

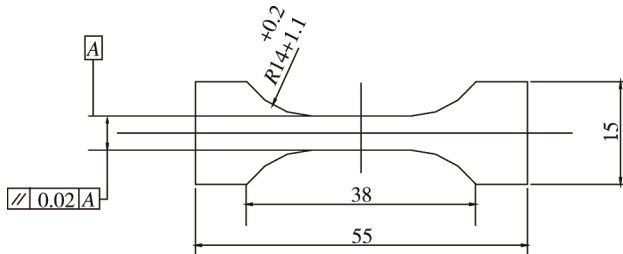


图 1 试件尺寸

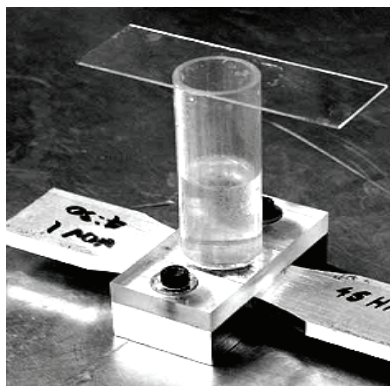


图 2 腐蚀试验设备

将 5 个试验件在 MTS-810 试验机上进行疲劳加载，应力控制，应力按照正弦波变化，PVC 补偿，最大应力为 280 MPa，应力比  $R=0.1$ ，加载频率设为  $f=5$  Hz 保持恒定<sup>[8]</sup>。由于电镜样品台尺寸限制，当试件断裂后，立即在距离断口面不小于 1 cm 处将试件切断，切断过程中注意保护防止擦伤断口。将含断口一段试件立即置于 JSM-6700 电镜下进行观察，防止断口氧化造成断口模糊不清。

## 2 结果与讨论

### 2.1 裂纹扩展寿命与萌生寿命

对于某些大型的工程结构，只要裂纹没有扩展到临

界长度就认为结构是安全的，在这过程中确定裂纹的扩展寿命是很关键的一步，根据扩展寿命可以确定检查周期，并在其扩展到临界值之前予以替换或者维修，保证结构的安全<sup>[4]</sup>。铝合金的塑性一般较好，在疲劳载荷作用下裂纹的稳态扩展区可以形成疲劳辉纹，这些疲劳辉纹就是疲劳断口上塑性变形特征，如图 3 所示。

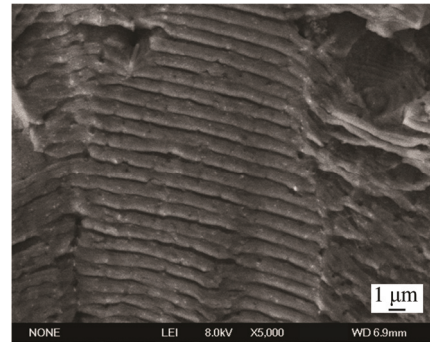


图 3 疲劳辉纹形貌

7A09 铝合金断口的疲劳辉纹的间距一般都在 0.1~0.6 μm 之间。每一条疲劳辉纹就是在一次疲劳载荷作用下形成的，因此原则上只要能够数清楚断口稳态扩展区的疲劳辉纹的条带数，就能得出形成这些疲劳辉纹所经历的寿命历程，也就是裂纹的稳态扩展寿命。实际上数清这些条带的数量是很困难的，一方面条带数量较多，另一方面 7A09 铝合金中存在多种元素（见表 1），这些元素会形成多种增强相和脆性相，尤其是脆性相会导致局部的脆性变强，造成疲劳辉纹的消失<sup>[7]</sup>。文中采用一种间接方法进行裂纹扩展寿命的估算。在电镜低倍率下（200×）以裂纹萌生源为起点沿着深度方向进行搜寻，操作上将样品台的裂纹源移动到样品台的中心，通过控制样品台沿着 x 或者 y 方向进行平移即可，以稳态扩展区内寻找到的第一条可识别的条带作为起点  $\alpha$ ，选定一条辉纹条带即为终点  $\beta$ <sup>[9]</sup>。在高倍率下按照标尺测量  $\alpha$  和  $\beta$  处的条带宽度，分别获得  $\left. \frac{da}{dN} \right|_{\alpha}$  和  $\left. \frac{da}{dN} \right|_{\beta}$ ，一般

地  $\left. \frac{da}{dN} \right|_{\alpha}$  在 0.12~0.2 μm/cycle 之间。根据 Paris 模型，在裂纹稳态扩展区内的裂纹扩展速率与应力强度因子在双对数坐标系下成线性关系，基于此可以认为裂纹在由  $\alpha$  向  $\beta$  扩展的平均速率  $\left. \frac{da}{dN} \right|_{\alpha \rightarrow \beta}$  为：

$$\left. \frac{da}{dN} \right|_{\alpha \rightarrow \beta} = \frac{1}{2} \left( \left. \frac{da}{dN} \right|_{\alpha} + \left. \frac{da}{dN} \right|_{\beta} \right) \quad (1)$$

因此裂纹尖端由  $\alpha$  点扩展到  $\beta$  点的扩展寿命可以按照式（2）进行估算：

$$\Delta N_{\alpha \rightarrow \beta} = \frac{l_{\alpha \rightarrow \beta}}{\left. \frac{da}{dN} \right|_{\alpha \rightarrow \beta}} \quad (2)$$

其中  $l_{\alpha \rightarrow \beta}$  为  $\alpha$  到  $\beta$  的距离。如果  $\alpha$  和  $\beta$  相距较远,  $\left. \frac{da}{dN} \right|_{\alpha}$  和  $\left. \frac{da}{dN} \right|_{\beta}$  存在数量级差别, 则直接根据式(1)估算平均裂纹扩展寿命的误差就会过大。在这种情况下, 可以在  $\alpha$  和  $\beta$  之间插入  $k$  个点  $\alpha_j$ , ( $j=1,2,\dots,k$ ), 分成  $k+1$  个区间, 在每一区间内参照式(1)分别计算各段内的  $\left. \frac{da}{dN} \right|_{\alpha \rightarrow \alpha_1}, \left. \frac{da}{dN} \right|_{\alpha_1 \rightarrow \alpha_2}, \dots, \left. \frac{da}{dN} \right|_{\alpha_k \rightarrow \beta}$ , 并参照式(2)计算各段内的裂纹扩展寿命  $\Delta N_{\alpha \rightarrow \alpha_1}, \Delta N_{\alpha_1 \rightarrow \alpha_2}, \dots, \Delta N_{\alpha_k \rightarrow \beta}$ , 则:

$$\Delta N_{\alpha \rightarrow \beta} = \Delta N_{\alpha \rightarrow \alpha_1} + \Delta N_{\alpha_1 \rightarrow \alpha_2} + \dots + \Delta N_{\alpha_k \rightarrow \beta} \quad (3)$$

特别地, 如果将  $\beta$  点取为稳态扩展区所能够识别出来的最远离扩展源区的辉纹条带, 则  $\Delta N_{\alpha \rightarrow \beta}$  即可以认为是该试件的裂纹扩展寿命  $N_p$ 。研究表明, 当裂纹扩展到快速断裂区的时候, 其寿命 98% 以上已经消耗掉了。因此可以忽略快速断裂区消耗的裂纹寿命, 则裂纹的萌生寿命  $N_{\text{initiation}}$  就可以利用式(4)计算:

$$N_{\text{initiation}} = N_f - N_p \quad (4)$$

式中:  $N_f$  为构件总的疲劳断裂寿命, 将裂纹萌生寿命  $N_{\text{initiation}}$  与裂纹扩展寿命  $\Delta N_{\alpha \rightarrow \beta}$  累加就可以得到裂纹长度随着循环寿命的变化关系  $N \sim a$ , 通过疲劳试验过程中进行实时观察获得该对应关系相当费力耗时。 $N_{\text{initiation}}$  与初始腐蚀坑底部沿着断口方向的曲率半径  $\rho$  的关系如图 4 所示, 其中  $\rho$  可以根据电镜自带软件测量得到。

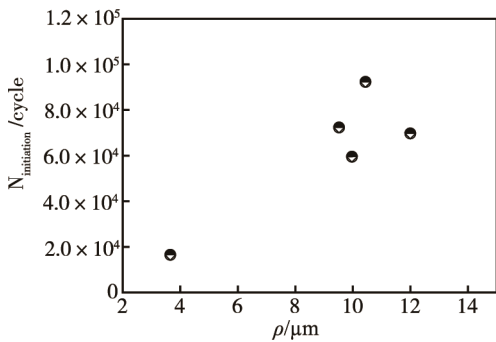


图 4 疲劳裂纹萌生寿命  $N_{\text{initiation}}$  与萌生腐蚀坑底部的曲率半径  $\rho$  的关系

从图 4 可以看出: 萌生裂纹的腐蚀坑的曲率半径一般在  $10 \mu\text{m}$  左右; 裂纹萌生寿命差别很大, 最多可以相差 6~7 倍<sup>[14]</sup>; 腐蚀坑的曲率半径越大, 一般裂纹萌生寿命也越长, 其定量由于试验样本过少无法获得<sup>[5]</sup>。

疲劳裂纹长度与裂纹寿命的关系如图 5 所示。可以看出: 一方面由于电镜的放大倍率很高, 可以捕捉到裂纹扩展早期很细小的疲劳辉纹, 另一方面腐蚀坑的存在也加速了裂纹萌生过程, 因此裂纹萌生寿命  $N_{\text{initiation}}$  占总寿命  $N_f$  的比例相对很多文献的报道<sup>[6]</sup>而言都比较低, 最多不超过 60%, 甚至低于 50%。裂纹萌生寿命与总疲劳寿命密切相关, 萌生寿命长的试件往往总的疲劳寿命也会比较长, 因此采取措施延长裂

纹萌生寿命是保持构件长期安全可靠的重要途径。沿着深度方向裂纹的稳态扩展长度大约在  $1 \text{ mm}$  左右, 仅仅有试件厚度的  $1/3$  左右。在裂纹贯穿整个试件厚度之前, 试件就已经发生断裂。因此腐蚀坑导致的这种面裂纹扩展具有很强的隐蔽性, 很有可能监测不到, 对承力结构的安全危害较大<sup>[10]</sup>。

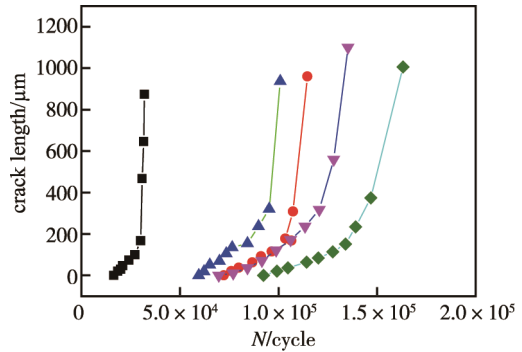


图 5 疲劳裂纹长度与应力循环周次的关系

## 2.2 Paris 公式材料参数的计算

对于构件进行寿命评估的关键是获取合适的裂纹扩展速率表征模型。自从 20 世纪 30 年代首次开展疲劳裂纹扩展研究以来, 这就是疲劳研究中的热点问题, 学者们建立了大量的数学模型, 如 Forman 模型、NASGRO 模型、Walker 模型、McEvily 模型。这些模型都源于 Paris 模型, 侧重不同的疲劳影响因素, 表达形式上也较为复杂。因此在工程界进行飞机结构寿命估算的时候广泛采用的仍然是 Paris 模型, 见式(5):

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (5)$$

式中:  $\Delta K$  为裂纹尖端的应力强度因子 (SIF);  $C$  和  $m$  为待定的材料参数, 与材料及其热处理状态、环境、载荷、裂纹形状等等都是紧密相关的, 需要采用实验方法进行确定。对于表面裂纹, 其深度方向的裂纹长度难以进行实时监测。本节探讨通过对断口进行分析得到这两个参数<sup>[11]</sup>。在断口上沿着深度方向距离萌生源距离不同取一系列的点, 设其距离分别为  $a_i$ ,  $i=1,2,\dots,n$ , 第  $i$  个点处的 SIF 如式(6)所示:

$$\Delta K_i = \Delta \sigma \left( \frac{\pi a_i}{Q} \right)^{1/2} F \left( \frac{a_i}{t}, \frac{a_i}{c}, \theta \right) \quad (6)$$

式中:  $\Delta \sigma$  为远场应力;  $Q$  代表椭圆形形状因子, 在数值上等于第二类完全椭圆积分的平方;  $F$  为边界修正因子, 可以通过文献[5]给出。第  $i$  点处的裂纹扩展速率  $\left. \frac{da}{dN} \right|_i$  可以直接在高倍率下从断口上读出, 宏观上的  $i$  点位置对应的是一系列疲劳条带。为了减少误差, 可以取这一系列疲劳条带 (比如量取 10 条条带) 的平均值作为  $\left. \frac{da}{dN} \right|_i$ 。在双对数坐标系下画出  $\left. \frac{da}{dN} \right|_i \sim \Delta K_i$  对应关

系, 如图 6 所示, 其 Paris 模型可以用式(7)表示:

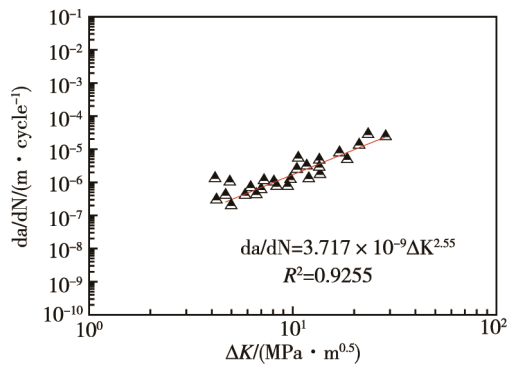


图 6 裂纹扩展速率随应力强度因子的变化

$$\frac{da}{dN} = 3.817 \times 10^{-9} (\Delta K)^{2.65} \quad (7)$$

AFGROW 软件 NASGROW 材料库给出的与文中试验材料牌号接近的 7075-T6 铝合金的 Paris 模型为:

$$\frac{da}{dN} = 2.9106 \times 10^{-9} (\Delta K)^{2.497} \quad (8)$$

基于断口获取的 Paris 模型常数接近, 且造成其存在差别的原因之一是由于所用试件存在预腐蚀损伤。这说明文中提供的根据断口疲劳辉纹进行 Paris 模型常数的拟合方法是合理可行的。从图 6 中还可以发现, 当裂纹长度较短、SIF 较低的时候, 裂纹扩展速率的分散性明显较强, 这是受萌生腐蚀坑的影响所致。当裂纹扩展一段距离以后, 受腐蚀坑的影响程度降低了, 数据的分散性有所下降<sup>[12]</sup>。

### 3 结论

1) 对含表面腐蚀损伤的铝合金而言, 疲劳裂纹一般在试样自由界面腐蚀坑处萌生, 形成近似半椭圆形的表面裂纹, 断裂面大部分垂直加载方向轴, 形成 I 型疲劳断口, 从自由界面附近向纵深发展, 最终引发结构的断裂。

2) 通过对断口进行高分辨率的观测, 并进行量化的分析, 直接计算表面裂纹深度方向的裂纹扩展寿命, 获得裂纹长度和应力循环次数的对应关系, 在此基础上可以确定其裂纹扩展速率 Paris 表征公式中的材料常数。

3) 试验中采用的是单轴的拉拉疲劳载荷, 断裂机制比较简单, 因此疲劳辉纹与应力循环周次存在比较明显的对应关系, 可以利用条带间距代表裂纹扩展速率。

4) 由于断口形貌的复杂性, 裂纹往往不是沿着同一个平面扩展, 造成疲劳条带在整个断口上往往不

是连续的, 尤其是在非共面裂纹交界位置, 因此选择有代表性的疲劳辉纹也成为制约定量分析准确性的重要因素。

### 参考文献:

- [1] 姚卫星. 飞机结构疲劳寿命分析的一些特殊问题[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(4): 433-440.
- [2] 彭文才, 侯健, 郭为民, 等. 温度和溶解氧对 5083 铝合金海水腐蚀性的影响[J]. 装备环境工程, 2010, 7(3):22-26.
- [3] WANG XS, FAN J H. SEM Online Investigation of Fatigue Crack Initiation and Propagation in Notched Cast Magnesium Specimens[J]. Journal of Materials Science, 2004, 39(7): 2617-2620.
- [4] 李旭东, 张连峰, 朱武峰, 等. 铝合金高温低周疲劳裂纹扩展可靠性评估[J]. 装备环境工程, 2013, 10(5): 134-137.
- [5] 韩东锐, 韩冰, 隋景堂, 等. 6061 铝合金在高温流动海水中的腐蚀行为[J]. 装备环境工程, 2011, 8(3): 1-4.
- [6] NEWMAN J C, RAJU I S. An Empirical Stress-intensity Factor Equation for the Surface Crack[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1981, 15(5): 185-192.
- [7] WANHILL R J. In: The Behaviour of Short Fatigue Cracks[M]. London: EGF Publication 1. Mechanical Engineering Publications, 1986: 27-36. [8] MAIER H J, GABOR P, KARAMAN I. Cyclic Stress-Strain Response and Low-cycle Fatigue Damage in Ultrafine Grained Copper[J]. Mater Sci Eng A, 2005, 410/411: 457-461.
- [8] BIALLAS G, MAIER H J. In-situ Fatigue in an Environmental Scanning Electron Microscope-potential and Current Limitations[J]. Int J Fatigue, 2007, 29: 1413-1425.
- [9] 黄桂桥. 铝合金在青岛海域的腐蚀行为[C]// 2000 年材料科学与工程新进展(下)—2000 年中国材料研讨会论文集. 北京: 中国材料研究学会, 2000.
- [10] 刘新灵. 疲劳断口的定量分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010: 42-43.
- [11] 蒋祖国. 飞机结构腐蚀疲劳[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991: 10-58.
- [12] 李旭东, 穆志韬, 刘治国, 等. 基于分形理论的 6A02 铝合金腐蚀损伤评估[J]. 装备环境工程, 2012, 9(4): 27-30.
- [13] 宋丰轩, 张新明, 刘胜胆, 等. 时效对 7050 铝合金预拉伸板抗腐蚀性能的影响[J]. 中国有色金属学报, 2013, 23(3): 645-651.
- [14] SONG F, ZHANG X, LIU S, et al. The Effect of Quench Rate and Overageing Temper on the Corrosion Behavior of A7050[J]. Corrosion Science, 2014, 78: 276-286.