

基于局部腐蚀损伤的铝合金预腐蚀疲劳裂纹扩展模型

孔光明, 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 建立铝合金预腐蚀疲劳裂纹扩展模型。方法 采用表征局部环境腐蚀损伤影响程度的参数孔蚀率对腐蚀疲劳裂纹扩展速率进行修正。结果 修正后的腐蚀铝合金试件的疲劳裂纹扩展速率与试验结果吻合程度良好。结论 修正后的铝合金预腐蚀疲劳裂纹扩展速率模型合理有效, 试验数据和预测模型可为海军飞机结构的损伤容限设计提供参考。

关键词: 预腐蚀疲劳; 孔蚀率; 疲劳裂纹扩展; 铝合金

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2014.06.015

中图分类号: TG171; V252 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2014)06-0090-05

Fatigue Crack Extension Model of Aluminium Alloy with Prior Corrosion Damage Based on Localised Corrosion Damage

KONG Guang-ming, LI Xu-dong, MU Zhi-tao

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

ABSTRACT: Objective To establish a modified model for pre-corrosion fatigue crack growth rate of aluminum alloy.

Methods Considering that the local damage around the crack tip was more reasonable for accelerating crack growth rate in corrosive environment, the pitting rate, which was a parameter characterizing the influence of corrosion in local environment, was used to correct the corrosion fatigue crack growth rate. **Results** The experimental results were in good agreement with predictions of the amended fatigue crack growth rate model for corroded aluminum alloy specimens. **Conclusion** The corrected aluminum alloy pre-corrosion fatigue crack growth rate model was reasonable and effective, and the test data and the prediction model could provide a reference for the damage tolerance design of navy aircraft structure.

KEY WORDS: pre-corrosion fatigue; pitting rate; fatigue crack growth; aluminum alloy

高强度铝合金型材大量用于飞机结构承力件, 但其对腐蚀损伤较为敏感, 严重影响飞机结构疲劳

收稿日期: 2014-07-19; 修订日期: 2014-08-14

Received : 2014-07-19; **Revised** : 2014-08-14

作者简介: 孔光明(1986—), 男, 博士, 主要研究方向为材料腐蚀疲劳评估。

Biography: KONG Guang-ming (1986—), Male, Ph. D., Research focus: corrosion fatigue evaluation of materials.

通讯作者: 穆志韬(1963—), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为材料腐蚀疲劳及寿命评估。

Corresponding author: MU Zhi-tao (1963—), Male, Ph. D., Professor, Research focus: corrosion fatigue and fatigue life evaluation of materials.

寿命^[1-2]。飞机维护规程中都要求针对重要的铝合金承力部件进行周期性检查, 确保在裂纹扩展到临界值之前将其检测出来, 而建立相对准确的裂纹扩展速率表征模型是制定合理的检查维护周期的前提条件之一^[3-4]。文中针对预腐蚀 LY12CZ 铝合金, 在扫描电镜下对其扩展行为进行跟踪, 建立合理的裂纹扩展模型。

1 预腐蚀疲劳裂纹扩展试验

1.1 试验材料

试验材料为可热处理强化航空铝合金 LY12CZ, 其主要化学成分(质量分数)为: Cu 4.0%, Mg 1.2%, Mn 0.7%, Fe 0.5%, Si 0.5%, Zn 0.3%。抗拉强度为 415 MPa, 屈服强度为 275 MPa。为了控制裂纹萌生位置以便捕捉到裂纹, 通过线切割沿着材料轧制方向加工成含单边缺口(SENT)的哑铃状薄片小试样, 并在裂纹中部预置半径为 0.05 mm 的贯通裂纹。试件形状及尺寸如图 1 所示。

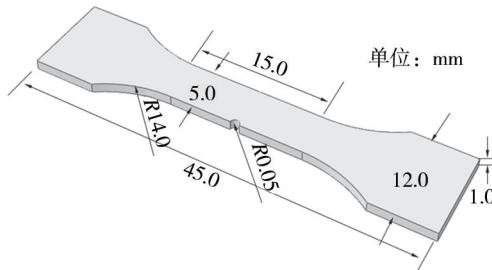


图 1 试件形状以及尺寸

Fig. 1 Shape and size sketch of the specimen

1.2 试验方案

试验设备为 ZJF-45G 周期浸润环境试验箱, 采用文献[5]提供的我国沿海某机场的加速腐蚀环境谱进行加速腐蚀试验, 温度为 (40±2) °C, 相对湿度为 95% ~ 100%, 腐蚀溶液为 H₂SO₄ 与 5% (质量分数) NaCl 混合溶液, pH 为 4 ~ 4.5。每 30 min 为 1 个周期, 每周期浸泡 4.8 min, 烘干 12 min, 干湿交变 348 个循环相当于试件在外场服役 1 年承受的损伤。将试件分别加速腐蚀到 7, 15 和 19 个日历年。

对预腐蚀试件在带疲劳加载装置的 SS550 扫描电镜进行疲劳加载。试验在室温条件下进行, 正弦波加载, 应力比为 0.1, 加载频率为 5 Hz。每隔一

定循环次数将频率降低至 0.5 Hz, 利用扫描电镜对试件表面进行拍照, 记录裂纹长度及相应的循环数, 直到试验件断裂为止。

2 结果与分析

2.1 疲劳裂纹扩展速率

Paris 断裂模型认为裂纹扩展速率 da/dN 受裂尖名义应力强度因子 ΔK 的控制, 即:

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

式中: C 和 m 是与腐蚀损伤程度、疲劳试验条件以及材料属性相关的两个参数; ΔK 是应力强度因子范围, 单边缺口应力强度因子范围 ΔK 的计算公式如式(2)所示:

$$\Delta K = \Delta\sigma \sqrt{\pi a f(a/W)} \quad (2)$$

式中: Δσ 为疲劳应力幅值; a 表示裂纹长度; f(a/W) 是与裂纹有关的形状修正因子。针对预腐蚀试件中单边缺口的形状特征, 其表达式如式(3)所示^[6]:

$$f(a/W) = 1.12 - 0.231a/W + 10.55(a/W)^2 - 21.72(a/W)^3 + 30.39(a/W)^4 \quad (3)$$

预腐蚀 LY12CZ 铝合金的裂纹扩展速率与应力强度因子范围的关系在双对数坐标系中如图 2 所示。对式(1)两边进行对数运算, 可见图 2 曲线的斜率就是参数 m 的值, 各条曲线的斜率均围绕 2.5 波动, 表明参数 m 主要依赖于铝合金材料自身的属性, 与应力水平以及腐蚀损伤关系不大。比例常数 C 随腐蚀损伤的变化曲线如图 3 所示, 可见总体腐蚀损伤的影响主要体现在参数 C 上^[7-8]。

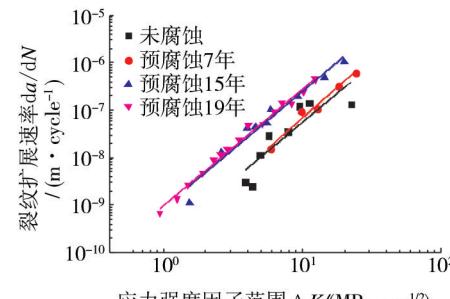


图 2 不同腐蚀年限下裂纹扩展速率与应力强度因子范围关系

Fig. 2 Relationship of fatigue crack growth rate and the stress intensity factor range after different corrosion years

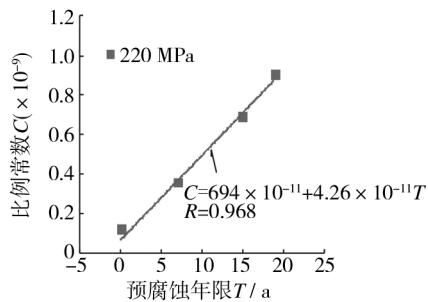


图3 比例常数C与预腐蚀年限的关系

Fig. 3 Relationship of the proportionality constant C with corrosion years

2.2 模型修正

含缺口预腐蚀构件疲劳裂纹扩展速率不仅取决于缺口局部最大应力,而且还与围绕最大应力某一区域内的局部腐蚀情况相关。区域内腐蚀坑的分布差异造成裂纹尖端的局部应力集中不同,对不同裂纹长度的裂纹扩展速率造成很大的影响,在对预腐蚀试件裂纹扩展速率修正应当考虑局部腐蚀损伤的影响程度^[9-11]。采用带疲劳加载装置的扫描电镜进行疲劳试验,能够方便地采集到裂纹尖端局部腐蚀图像,采用裂纹尖端附近的局部孔蚀率 α (Surface damage ratio)表征腐蚀损伤的严重程度,用于修正腐蚀疲劳裂纹扩展速率(da/dN)_{CF}无疑成为一种有效的途径。

考虑裂纹尖端附近区域局部腐蚀损伤对裂纹扩展速率的影响,给定距裂纹尖端附近处一定范围内的平均孔蚀率表示局部参量,对预腐蚀疲劳裂纹扩展速率(da/dN)_{CF}表达式进行修正:

$$(da/dN)_{CF} = D(\alpha) C (\Delta K)^{2.5} \quad (4)$$

式中: $D(\alpha)$ 为反映局部环境腐蚀损伤影响程度的腐蚀疲劳损伤影响因子, α 为局部环境腐蚀损伤影响程度,即局部孔蚀率,其定义如下:

$$\alpha = \frac{1}{A} \sum_{i=1}^n A_i \times 100\% \quad (5)$$

式中: n 为腐蚀表面上蚀坑数量; A 是试件表面的总投影面积; A_i 代表试件表面第*i*个腐蚀坑的投影面积。

当 $\alpha \rightarrow 0$, $D(\alpha) \rightarrow 1$;当 $\alpha \rightarrow 1$, $D(\alpha) \rightarrow$ 某一上界。设 $D(\alpha)$ 和 α 满足如式(6)所示关系式:

$$D(\alpha) = e^{k\alpha} \quad (6)$$

式中: $k(k>0)$ 为待定常数。

对式(4)两边取对数得到:

$$\begin{aligned} \lg(da/dN)_{CF} &= \lg(D(\alpha) \cdot C) + 2.5 \lg(\Delta K) = \\ \lg(C) + 2.5 \lg(D(\alpha)^{1/2.5} \cdot \Delta K) \end{aligned} \quad (7)$$

式(7)表示驱动力为 $D(\alpha)^{1/2.5} \cdot \Delta K$ 的疲劳裂纹扩展模型,对每一裂纹长度下应力强度因子范围 ΔK 进行修正,修正系数为 $D(\alpha)^{1/2.5}$ 。

Neuber^[12]认为缺口件的疲劳寿命应当以距缺口根部一定距离内弹性应力的平均值作为有效应力——疲劳评定的“局部参量”,当“局部参量”大于临界值时,试件就发生失效破坏。Peterson^[13]简化并发展了这一观点,提出距缺口根部一定距离上某一点的应力作为有效应力。因此,取以临界裂纹尖端为中心,沿裂纹扩展方向取距离 L 为半径构成的半圆区域作为局部孔蚀率的采集区域,如图4所示,其半径 L 由临界距离理论给出^[6]:

$$L = \frac{1}{\pi} \left(\frac{\Delta K_{th}}{\Delta \sigma_0} \right)^2 \quad (8)$$

式中: $\Delta \sigma_0$, ΔK_{th} 分别是光滑试样的疲劳极限和疲劳裂纹扩展门槛值,由文献[14]可查出: $\Delta \sigma_0 = 248$ MPa, $\Delta K_{th} = 4.4$ MPa \cdot m $^{1/2}$,计算得 $L = 0.1002$ mm。

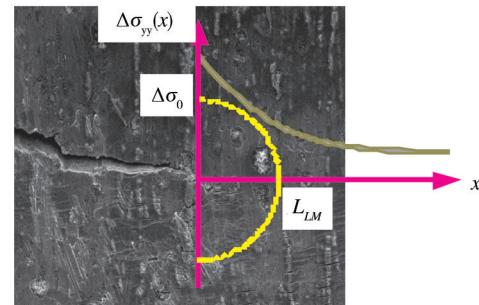


图4 局部孔蚀率示意

Fig. 4 Schematic illustration for local pitting rate

因为蚀坑形状过于复杂,单个蚀坑的面积难以利用传统测量手段获得,必须采取其他的方式来获得孔蚀率 α 。文献[15]提供了基于数字图像处理技术的计算孔蚀率的方法,采用二值特征提取的腐蚀图像,获取孔蚀区域和未腐蚀区域的像素点值,二者的比值即为孔蚀率。应力水平为220 MPa,腐蚀19年裂纹尖端附近局部孔蚀率举例见表1。

利用式(4)得到的结果与试验结果对比如图5所示。修正前后裂纹扩展模型拟合相关系数对比见表2,从中可以看出修正后的模型与试验结果的吻合程度大为提高,所建立的修正模型是合理的。

表1 预腐蚀19年裂纹尖端附近局部孔蚀率**Table 1 The local pitting rate around the crack tip after 19 corrosion years**

腐蚀年限/a	裂纹长度/ μm	孔蚀率/%
19	551.572	0.92
	617.473	1.06
	666.76	0.77
	679.497	1.04
	768.103	1.18
	864.739	0.89

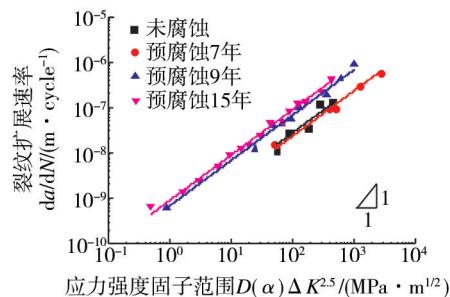
图5 不同腐蚀年限下 da/dN 和 $D(\alpha)\Delta K^{2.5}$ 的变化曲线

Fig. 5 The curve of da/dN vs $D(\alpha)\Delta K^{2.5}$ under different corrosion years

表2 修正前后裂纹扩展模型拟合相关系数对比**Table 2 Comparison of fitting correlation coefficients of the fatigue crack growth rate model before and after correction**

疲劳扩展模型	腐蚀年限/a			
	0	7	15	19
$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m$	0.740 82	0.951 4	0.914 43	0.987 43
$\frac{da}{dN} = e^{ka} C(\Delta K)^m$	0.982 22	0.986 73	0.991 09	0.991 84

3 结论

1) 采用 Paris 公式对疲劳裂纹扩展速率进行描述,发现参数 m 主要依赖于铝合金材料自身的属性,与应力水平以及腐蚀损伤关系不大。腐蚀损伤和疲劳载荷的影响则主要影响参数 C 。

2) 在 Paris 公式基础上,分析了腐蚀环境下裂纹尖端附近的局部损伤对裂纹扩展速率有很大的影

响,引入反映局部环境腐蚀损伤影响程度的腐蚀疲劳损伤影响因子 $D(\alpha)$,建立了基于局部腐蚀损伤的预腐蚀疲劳裂纹扩展速率修正模型。与试验结果对比表明该模型合理有效,对铝合金结构的腐蚀损伤容限分析具有参考价值。

参考文献:

- [1] LI Xu-dong, WANG Xi-shu, REN Huai-hui, et al. Effect of Prior Corrosion State on the Fatigue Small Cracking Behaviour of 6151-T6 Aluminum Alloy [J]. Corros Sci, 2012, 55(2): 26—33.
- [2] 李旭东, 刘治国, 穆志韬, 等. 基于短裂纹的 LD10CZ 铝合金腐蚀预疲劳裂纹扩展研究 [J]. 海军航空工程学院学报, 2013(1): 47—52.
LI Xu-dong, LIU Zhi-guo, MU Zhi-tao, et al. Fatigue Crack Growth of LD10CZ Aluminum Alloy with Pre-corrosion Based on Micro-crack [J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2013(1): 47—52.
- [3] 李旭东, 王玉刚, 苏维国, 等. 预腐蚀 LY12CZ 铝合金疲劳裂纹扩展行为研究 [J]. 青岛科技大学学报(自然科学版), 2013(2): 182—187.
LI Xu-dong, WANG Yu-gang, SU Wei-guo, et al. Research on Fatigue Cracking Behavior of LY12CZ Aluminum Alloy with Corrosion Damage [J]. Journal of Qingdao University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2013(2): 182—187.
- [4] LI X D, MU Z T, LIU Z G. SEM In-situ Study on Pre-Corrosion and Fatigue Cracking Behavior of LY12CZ Aluminum Alloy [C]// Proceedings of 2012 2nd International Conference on Fatigue and Fracture. Haerbin, 2012: 81—84.
- [5] WANG Xi-shu, LI Xu-dong, REN Huai-hui, et al. SEM In-Situ Study on High Cyclic Fatigue of SnPb-solder Joint in the Electronic Packaging [J]. Microelectronics Reliability, 2011(51): 1377—1384.
- [6] BUCCI R J. Development of a Proposed ASTM Standard Test Method for Near-threshold Old Fatigue Crack Growth Rate Measurement [C]// Proceedings of ASTM Committees E-9 on Fatigue and E-24 on Fracture Testing. Pittsburgh, 1979: 5—28.
- [7] ZHANG Miao, MENG Qing-chun, HU Wei-ping, et al. Damage Mechanics Method for Fatigue Life Prediction of Pitch- Change- Link [J]. International Journal of Fatigue, 2013(50): 10—16.

- 2010,32(10):1683—1688.
- [8] WALDE K, HILDEBOLD B M. Characterization of Pitting Damage and Prediction of Remaining Fatigue Life [J]. International Journal of Fatigue, 2008, 30(6):106—118.
- [9] ZHAO J, ZHANG X. The Asymptotic Study of Fatigue Crack Growth Based on Damage Mechanics [J]. Engineering Fracture Mechanics, 1995, 50(1):131—141.
- [10] 李旭东, 刘治国, 穆志韬, 等. 温度对铝合金材料疲劳短裂纹萌生行为影响的研究 [J]. 海军航空工程学院学报, 2012(6):655—658.
LI Xu-dong, LIU Zhi-guo, MU Zhi-tao, et al. Research on Effects of Elevated Temperature on Fatigue Short Crack Initiation Behaviour for Aluminum Alloy [J]. Journal of Aeronautical and Astronautical University, 2012 (6): 655—658.
- [11] 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.
LI Xu-dong, MU Zhi-tao, LIU Zhi-guo, et al. Evaluation of Corrosion Damage for 6A02 Aluminum Alloy Based Fractal Theory [J]. Equipment Environmental Engineering, 2012, 9(4): 27—30.
- [12] RADAJ D. Design and Analysis of Fatigue Resistant Welded Structures [M]. Cambridge: Abington Publishing, 1990.
- [13] PETERSON R E. Notch-sensitivity. In: Sines G, Waisman J L, Editors. Metal fatigue [M]. New York: McGraw-Hill, 1959:293—306.
- [14] TAYLOR D. Analysis of Fatigue Failures in Components Using the Theory of Critical Distances [J]. Eng Fail Anal 2005, 12(6):906—914.
- [15] 朱做涛, 穆志韬, 苏维国, 等. 基于图像处理技术的铝合金腐蚀等级评定方法 [J]. 南京航空航天大学学报, 2010, 42(3):383—386.
ZHU Zuo-tao, MU Zhi-tao, SU Wei-guo, et al. Corrosion Grade Evaluation of Aluminum Alloy Based on Image Processing Technique [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2010, 42(3):383—386.

(上接第 49 页)

- [5] ROSSANA G, MARK A B, JAMES E C, et al. Localized Corrosion of A2219 Aluminium Alloy Exposed to a 3.5% NaCl Solution [J]. Corrosion Science, 2010 (52):2855—2866.
- [6] 陈群志, 康献海, 刘健光, 等. 军用飞机腐蚀防护与日历寿命研究 [J]. 中国表面工程, 2010, 23(4):1—6.
CHEN Qun-zhi, KANG Xian-hai, LIU Jian-guang, et al. Discussion about Military Aircraft Anti-corrosion and Calendar Life Research [J]. China Surface Engineering, 2010, 23(4):1—6.
- [7] 陈跃良, 张勇. 军用飞机结构日历寿命相关问题的思考 [J]. 航空工程进展, 2010, 1(4):311—316.
CHEN Yue-liang, ZHANG Yong. Considerations on the Calendar Life of Military Aircraft Structure [J]. Advance in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1 (4): 311—316.
- [8] 董友亮, 赵兴堂, 王恒新. 机载军械设备日历寿命调整方法研究 [J]. 科技信息, 2012(31):182.
DONG You-liang, ZHAO Xing-tang, WANG Heng-xing. Research of Adjustment Method for Calendar Life of Airborne Ordnance Equipment [J]. Science & Technology Information, 2012(31):182.
- [9] 李玉海, 刘文挺, 杨旭. 军用飞机结构日历寿命体系评定应用范例 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2005.
LI Yu-hai, LIU Wen-ting, YANG Xu. Application Example of Assessing Calendar Life System for Aircraft Structures [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005.
- [10] 陈群志, 程宗辉, 席慧智, 等. 飞机铝合金结构连接部位的腐蚀行为. 中国腐蚀与防护学报, 2007, 27 (6): 334—337.
CHEN Qun-zhi, CHENG Zong-hui, XI Hui-zhi, et al. Corrosion Behavior on Joint Section of Aircraft Aluminium Alloy Structure [J]. Journal of Chinese Society for Corrosion and Protection, 2007, 27(6):334—337.
- [11] 刘海燕, 王红斌, 张亚娟. 搭接结构件腐蚀疲劳试验技术 [J]. 装备环境工程, 2012, 9(6):13—16.
LIU Hai-yan, WANG Hong-bin, ZHANG Ya-juan. Corrosion Fatigue Test Technique of Lap Jointed Structure [J]. Equipment Environmental Engineering, 2012, 9(6):13—16.