

# 预腐蚀 LY12CZ 铝合金的疲劳寿命预测模型

穆志韬, 孔光明, 李旭东

(海军航空工程学院 青岛校区, 山东 青岛 266041)

**摘要:**目的 研究铝合金预腐蚀疲劳的寿命评估模型。方法 利用损伤力学模型,建立预腐蚀构件疲劳寿命预测模型,并利用 LY12CZ 铝合金进行预腐蚀疲劳的验证性实验。结果 利用损伤力学建立的模型所得到的预腐蚀铝合金试件的疲劳寿命与实验结果吻合程度良好。结论 基于损伤力学的铝合金预腐蚀疲劳寿命预测模型合理有效。

**关键词:** LY12CZ 铝合金; 预腐蚀; 疲劳寿命; 损伤演化

**DOI:**10.7643/issn.1672-9242.2014.04.004

**中图分类号:** TG171; V252      **文献标识码:** A

**文章编号:** 1672-9242(2014)04-0016-05

## Fatigue Life Prediction Model of Pre-corroded LY12CZ Aluminium Alloy

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

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

**ABSTRACT: Objective** To study the evaluation method of fatigue life of pre-corroded aluminum alloy. **Methods** By means of damage mechanics, a theoretical model for fatigue life prediction of pre-corroded parts was established, and pre-corrosion fatigue experiment was conducted on LY12CZ aluminum alloy to verify the accuracy of the proposed model. **Results** Experimental results of the fatigue life of pre-corroded aluminum alloy parts were in good agreement with the predictions of the proposed model established based on damage mechanics. **Conclusion** The proposed model based on damage mechanics was reasonable and effective in predicting the fatigue life of pre-corroded aluminum alloy.

**KEY WORDS:** LY12CZ aluminum alloy; pre-corrosion; fatigue life; damage evolution

铝合金材料在飞机主体结构材料中占有重要地位,该材料构件在飞机服役过程中会承受环境带来的腐蚀损伤以及疲劳损伤的双重压力,其寿命往往会大大缩减,带来严重的安全问题<sup>[1-8]</sup>。由于腐蚀

和疲劳的耦合作用,该类腐蚀疲劳问题往往比较复杂,因此如何进行该类材料的腐蚀疲劳寿命评估是航空工程界十分关心的重要问题。在多数金属材料中,尤其是铝合金,点蚀是十分常见的腐蚀损伤形

收稿日期: 2014-05-04; 修订日期: 2014-05-25

Received: 2014-05-04; Revised: 2014-05-25

作者简介: 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。

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

式。在点蚀位置,材料晶粒结构受到破坏,性能下降,应力出现集中,局部的塑性应变变得十分重要,因而经常成为裂纹萌生源。随后的裂纹扩展深受这种局部腐蚀损伤的影响,裂纹尖端处的材料呈现出各向异性本构行为特征,更增加了其扩展行为预测的难度。尤其在铝合金高周腐蚀疲劳过程中,研究表明,腐蚀坑成核、生长以及腐蚀坑向裂纹转化的过程会消耗大部分的材料寿命。基于此,有学者将金属的腐蚀疲劳寿命分为 4 个不同的阶段分别进行研究:腐蚀坑成核生长阶段、腐蚀坑向裂纹转化阶段、短裂纹阶段、长裂纹阶段<sup>[9-12]</sup>。对于每个阶段视其驱动力、理化机制的不同分别采用不同的模型进行评估,但是一个突出的难题是如何区分这些阶段。无论是腐蚀还是疲劳,都是材料受损导致其性能下降的过程,而损伤力学方法将材料的性能退化视为一个统一的损伤演化过程,采用统一的损伤变量评估不同形式的损伤形式对材料的影响<sup>[13-15]</sup>。文中就采用该方法对于铝合金材料的腐蚀疲劳寿命进行评估。

## 1 损伤模型

无腐蚀各向同性铝合金材料的本构方程如式(1)所示。

$$S_{ij} = \delta_{ij} \lambda \delta_{kl} \varepsilon_{kl} + 2\mu \varepsilon_{ij} \quad (1)$$

$$\lambda = \frac{Ev}{(1+\nu)(1-2\nu)}, \mu = G = \frac{E}{2(1+\nu)} \quad (2)$$

对于各向同性材料,在腐蚀疲劳过程中,随着腐蚀性介质的侵入和疲劳循环次数的增加,材料的刚度会发生显著的变化,最终发生破坏时,材料的刚度变为 0。因此可以用损伤变量  $D$  来描述刚度的变化,其定义为<sup>[12]</sup>:

$$D = (E - E_{\text{damage}}) / E \quad (3)$$

这里的  $E$  表示完好材料的刚度,  $E_{\text{damage}}$  代表发生损伤后的材料刚度,可见损伤变量  $D$  是一个介于 0 和 1 之间的连续性变量。一般认为泊松比  $\nu$  不会随着损伤的加剧发生变化,而拉梅常数  $\lambda, \mu$  则与损伤过程相关,根据式(2)和式(3),可得:

$$\lambda_D = (1-D)\lambda, \mu_D = (1-D)\mu \quad (4)$$

联立式(1)—(4),可得损伤材料的本构方程为:

$$\sigma_{ij \text{ damage}} = 2(1-D)\delta_{ij}\lambda\delta_{kl}\varepsilon_{kl} + 2(1-D)\mu\varepsilon_{ij} \quad (5)$$

当材料承受单向载荷的时候,式(5)可以简化为:

$$\sigma = E(1-D)\varepsilon \quad (6)$$

文献[3]建议损伤驱动力  $Y$  用式(7)表示:

$$Y = -\frac{\partial W}{\partial D} \quad (7)$$

式中:  $W$  为应变能,对于简单的单向载荷作用下的各向同性材料,其表达式为:

$$W = \int_0^\varepsilon S_{ij} d\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2} E \varepsilon^2 \quad (8)$$

将式(8)、式(6)代入式(7),可以得到:

$$Y = \frac{W}{1-D} \quad (9)$$

与断裂力学中裂纹扩展的驱动力应力强度因子存在门槛值类似,在损伤力学中的疲劳裂纹扩展驱动力  $Y$  也存在一个门槛值,只有当驱动力超过门槛值  $Y_{\text{th}}$  后,疲劳损伤才能够发展,设疲劳损伤演化具有如下的形式<sup>[12-15]</sup>:

$$\frac{dD_{\text{fatigue}}}{dN} = a \left[ \frac{Y_{\text{max}}^{0.5} - Y_{\text{th}}^{0.5}}{1-D} \right]^m, \text{ if } Y_{\text{max}} > Y_{\text{th}}, \text{ else } \frac{dD}{dN} = 0 \quad (10)$$

式中:  $a, m, Y_{\text{th}}$  为材料常数,由实验确定;  $N$  为疲劳应力循环次数。联立式(7)—(9),可以得到:

$$Y_{\text{max}} = \frac{S_{\text{max}}^2}{2E(1-D)^2}, Y_{\text{th}} = \frac{S_{\text{th, Damage}}^2}{2E(1-D)^2} \quad (11)$$

式中有腐蚀损伤材料疲劳应力门槛值  $S_{\text{th, Damage}}$  与无腐蚀损伤材料的门槛值  $S_{\text{th}}$  不同。随着损伤的加剧,该门槛值也在不断下降,假设这种衰减服从如式(12)所示的演化关系:

$$S_{\text{th, Damage}} = S_{\text{th}}(1-D_{\text{corrosion}})^\xi \quad (12)$$

式中:  $\xi$  为待定常数。联立式(10)—(12),可得:

$$\frac{dD_{\text{fatigue}}}{dN} = \alpha \left[ \frac{S_{\text{max}} - (1-D)^\xi S_{\text{th}}}{(1-D)^2} \right]^m \quad (13)$$

损伤变量  $D$  是总的材料损伤表征参数,在材料预腐蚀疲劳性能退化过程中,该损伤应该包括腐蚀贡献的材料损伤  $D_{\text{corrosion}}$ 、疲劳引起的损伤  $D_{\text{fatigue}}$  以及材料在生产加工过程中引入的初始损伤  $D_{\text{initial}}$ , 即:

$$D = D_{\text{corrosion}} + D_{\text{fatigue}} + D_{\text{initial}} \quad (14)$$

腐蚀损伤  $D_{\text{corrosion}}$  与预腐蚀浸润时间  $t$  相关。对于预腐蚀疲劳实验,  $D_{\text{corrosion}}$  相当于增加了材料的初

始损伤  $D_{initial}$ , 其与  $D_{fatigue}$  是相互独立的解耦关系。对于预腐蚀疲劳试件, 有:

$$\frac{dD}{dN} = \frac{dD_{fatigue}}{dN} \quad (15)$$

联立式(13), (15), 并进行分离变量、积分, 得:

$$\left[ S_{max} - (1 - D_{corrosion})^\xi S_{th} \right]^m N_f = \frac{(1 - D_{corrosion} - D_{initial})^{2m+1}}{\alpha(2m+1)} \quad (16)$$

两边取对数得:

$$\lg N_f = \lg \left[ \frac{(1 - D_{corrosion} - D_{initial})^{2m+1}}{\alpha(2m+1)} \right] - m \lg \left\{ \left[ S_{max} - (1 - D_{corrosion})^\xi S_{th} \right] \right\} \quad (17)$$

式(17)中存在若干待定常数, 这些常数需要通过实验测定以及拟合。

## 2 实验研究

试样所用材料为航空用 LY12CZ 铝合金, 材料的力学性能(实测值): 抗拉强度为 447 MPa, 屈服强度为 293 MPa。沿轧制方向截取哑铃状试件, 其尺寸如图 1 所示, 其中厚度为 1 mm。

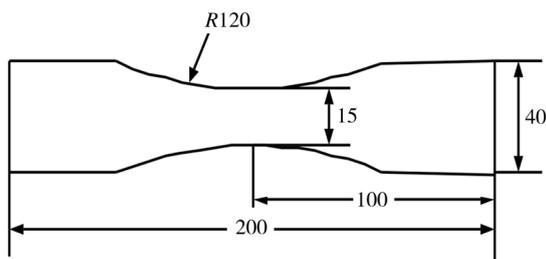


图 1 试样尺寸

Fig. 1 Specimen dimensions

腐蚀加速实验是在 ZJF-45G 周期浸润环境试验箱中完成的。该环境试验箱为人工气候腐蚀试验箱, 根据航空工业部标准 HB 5194-E1 和 GB/T 19746—2005《金属和合金的腐蚀、盐溶液周浸实验》的规定, 可以进行模拟大气腐蚀环境条件下的腐蚀实验。为建立起实验室加速腐蚀与某型飞机外场实际条件下腐蚀损伤的等效关系, 基于电化学的等效原则, 建立了我国沿海某地的加速腐蚀环境谱。基于该环境谱, 加速腐蚀实验过程中保持 ZJF-45G 环境试验箱内空间恒温  $\theta = (40 \pm 2)^\circ\text{C}$ , 保持 ZJF-45G 周期浸润环境试验箱溶液为酸性 NaCl 溶液,

pH=4.0±0.2。环境箱中每一次干-湿交变包括浸泡 5 min, 烘烤 10 min。干湿交变 255 次循环, 累计实验时间 61 h, 等当量于材料在服役环境中自然腐蚀 1 个日历年的损伤。对试件分别腐蚀不同的年限, 最高加速腐蚀 20 年。

根据 LY12CZ 铝合金构件的力学性能, 在 Material Test System 810 电液伺服疲劳实验机上对预腐蚀 0, 5, 10, 15, 20 年的试样进行疲劳加载实验。实验条件为室温 20 °C, 加载频率为 6 Hz, 加载波形为 Sine 波, 波形采用 PVC 补偿, 采取轴向等幅加载方式, 应力比  $R=0.1$ , 每一种损伤条件下至少在 3 个不同的应力水平下进行加载, 每个应力水平获得至少 4 个有效的平行实验数据, 分别拟合得到其 S-N 曲线。

## 3 实验结果与分析

第 1 部分推倒的损伤演化模型存在诸多变量, 这些变量可以用实验数据进行拟合。具体过程如下。

利用腐蚀 0 年实验件的实验数据, 进行拟合得到未腐蚀实验件的 S-N 曲线, 如图 2 所示, 其表达式为:

$$N_f (S_{max} - 125.0)^{1.6042} = 1.4093 \times 10^8 \quad (18)$$

对其两边求导, 得到:

$$\lg N_f = 8.149 - 1.6042 (S_{max} - 125.0) \quad (19)$$

对于腐蚀 0 年的实验件  $D_{corrosion}|_{a=0} = 0$ , 将式(19)与式(17)进行比较可以得到:

$$m = 1.6042 \quad (20)$$

$$\left\{ \lg \left[ \frac{(1 - D_{corrosion} - D_{initial})^{2m+1}}{\alpha(2m+1)} \right] \right\}_{a=0} = \lg \left[ \frac{(1 - D_{initial})^{2m+1}}{\alpha(2m+1)} \right] = 8.149 \quad (21)$$

$$\left[ (1 - D_{corrosion})^\xi S_{th} \right]_{a=0} = S_{th} = 125.0 \quad (22)$$

损伤模型理论推导过程中假设预腐蚀损伤仅仅相当于增加了材料的初始损伤值, 因此有理由认为式(20)中的  $m, D_{initial}, S_{th}, \xi, \alpha$  值与腐蚀损伤无关, 但不同的预腐蚀年限引入的  $D_{corrosion}$  有差异。因此强制  $m=1.6042$  的条件下, 拟合预腐蚀 5, 15, 20 年试件的 S-N 曲线, 预腐蚀 10 年试件的疲劳实验数据作为实验验证备用。分别重复第 1 步的工作, 可以得到 3 个不同腐蚀年限下, 类似于式(20)——(21)的 6 个方

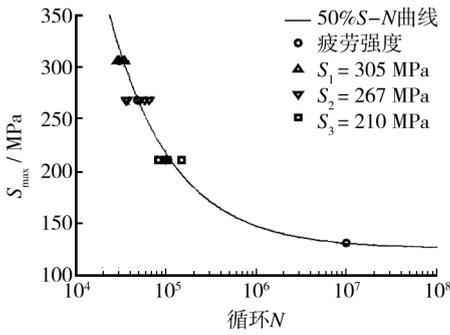


图 2 未腐蚀实验件 S-N 曲线

Fig.2 S-N curve for uncorroded specimen

程,其中的未知变量有  $D_{initial}$ ,  $\xi$ ,  $\alpha$ ,  $(D_{corrosion})_{a=5}$ ,  $(D_{corrosion})_{a=15}$ ,  $(D_{corrosion})_{a=20}$  共 6 个,联立这些方程可以求解出为止变量,见表 1。

表 1 损伤演化变量计算结果

Table 1 Results of damage evolution variables

预腐蚀 状态/年	$D_{initial}$	$D_{corrosion}$	$\xi$	$\alpha$	$m$
0	0.00 721	0	4.13	$1.001 7 \times 10^{-8}$	1.604 2
5	0.00 721	0.086 86	4.13	$1.001 7 \times 10^{-8}$	1.604 2
15	0.00 721	0.138 06	4.13	$1.001 7 \times 10^{-8}$	1.604 2
20	0.00 721	0.152 21	4.13	$1.001 7 \times 10^{-8}$	1.604 2

腐蚀损伤值  $D_{corrosion}$  随着腐蚀年限  $T$  的变化如图 3 所示。

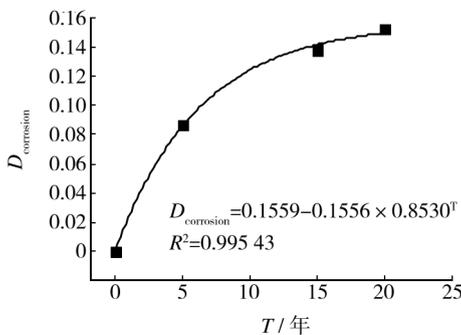


图 3  $D_{corrosion}$  随着腐蚀年限  $T$  的变化曲线

Fig.3  $D_{corrosion}$  versus equivalent exposure time  $T$

图 3 表明,在预腐蚀初期, $D_{corrosion}$  随着腐蚀年限  $T$  的增长其速率迅速增长;当等效腐蚀年限超过 15 年, $D_{corrosion}$  增长趋势明显放缓,两种不同腐蚀年限之间的关系可以用式(23)表示。

$$D_{corrosion} = 0.1559 - 0.1556 \times 0.8530^T \quad (23)$$

利用式(23)可以得到不同预腐蚀年限下的  $D_{corrosion}$ ,代入式(17),即可求出不同预腐蚀年限  $T$  试件在不同应力下的疲劳循环次数。预腐蚀 10 年试件疲劳循环次数的理论预测值与实验值对比结果见表 2,预测的误差均在 10% 以内,且预测结果趋于保守,不会导致危险的评估。

表 2 预腐蚀 10 年的预测值与实验值对比

Table 2 Comparison of predicted and experimental results of specimens corroded for 10 a

$S_{max}$ / MPa	实验值 $N/cycle$	平均值 $\bar{N}/cycle$	预测值 $\bar{N}/cycle$	相对误差 $\frac{\tilde{N} - \bar{N}}{\tilde{N}} \times 100\%$
	28 276			
	31 199			
286	42 766	29 608	27 665	-7.023%
	18 216			
	33 111			
	161 016			
	164 994			
190	310 810	160 866	151 030	-6.5%
	122 392			
	106 596			

### 3 结论

1) 基于损伤力学理论,建立了铝合金预腐蚀疲劳的损伤力学模型,将材料的损伤分为初始损伤、预腐蚀损伤以及疲劳损伤。其中预腐蚀损伤随着腐蚀年限的增长呈现初期增长迅速,当腐蚀超过 15 年,增长速度放缓的趋势。

2) 利用 LY12CZ 在等效加速腐蚀环境谱下进行预腐蚀疲劳实验,利用实验结果得到了理论模型中的各个参数。利用建立起来的模型进行了预腐蚀 10 年的疲劳寿命预测,与实验结果对比表明,所建立的模型合理有效,对铝合金损伤容限评估具有参考价值。

### 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. Micro-crack Based Research on Fatigue Crack Growth of LD10CZ Aluminum Alloy with Pre-corrosion Damage [J]. Journal of Aeronautical and Astronautical University, 2013(1):47—52.
- [3] 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.
- LI Xu-dong, ZHANG Lian-feng, ZHU Wu-feng, et al. Evaluation for Reliability Based Low Cycle Fatigue Crack Growth of Aluminum Alloy Subjected to Elevated Temperature [J]. Equipment Environmental Engineering, 2013, 10(5):134—137.
- [4] 李旭东, 刘治国, 穆志韬. 基于飞行载荷的 LC9 铝合金腐蚀疲劳裂纹扩展研究 [J]. 腐蚀与防护, 2013(11):985—988.
- LI Xu-dong, LIU Zhi-guo, MU Zhi-tao. Fatigue Crack Growth from Corrosion Damage in LC9 Aluminum Alloy Based on Aircraft Loading [J]. Corrosion and Protection, 2013(11):985—988.
- [5] CAI Zeng-jie, LI Xu-dong, JIA Ming-ming. SEM In-situ Study on Fatigue Crack Growth of LC9 Aluminum Alloy Subjected to Elevated Temperature [C]//Proceedings of 2013 3rd International Conference on Materials and Products Manufacturing Technology. Guangzhou, 2013:834—836.
- [6] 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.
- [7] WANG Xi-shu, FAN Jing-hong. SEM Online Investigation of Fatigue Crack Initiation and Propagation in Cast Magnesium Alloy [J]. Journal of Materials Science, 2004(7):68—72.
- [8] 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.
- [9] 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.
- [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] 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.
- [13] ZHANG M, MENG Q, HU W, et al. Damage Mechanics Method for Fatigue Life Prediction of Pitch-Change-Link [J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32(10):1683—1688.
- [14] WALDE K, HILLDERRY B M. Characterization of Pitting Damage and Prediction of Remaining Fatigue Life [J]. International Journal of Fatigue, 2008, 30(6):106—118.
- [15] ZHAO J, ZHANG X. The Asymptotic Study of Fatigue Crack Growth based on Damage Mechanics [J]. Engineering Fracture Mechanics, 1995, 50(1):131—141.