预腐蚀铝合金材料裂纹萌生寿命评估

李旭东，穆志韬，刘治国，朱武峰
（海军航空工程学院 青岛校区，山东 青岛 266041）

摘要：铝合金在航空工业中广泛应用，因此对于铝合金构件的寿命评估很重要。利用扫描电子显微镜（SEM）原位观测技术，研究了预腐蚀铝合金试件在循环应力作用下的疲劳裂纹萌生和扩展行为。结果表明腐蚀坑对于裂纹萌生扩展行为具有强烈的影响。基于局部应变法，提出了一种预测带有腐蚀损伤的铝合金疲劳裂纹萌生寿命的评估公式。

关键词：铝合金；原位技术；预腐蚀；疲劳短裂纹
中图分类号：TG171；V252　　**文献标识码：**A
文章编号：1672－9242(2012)05－0024－05

Evaluation of Fatigue Initial Life for Aluminum Alloy with Pre-corrosion

LI Xu-dong, *MU Zhi-tao*, *LIU Zhi-guo*, *ZHU Wu-feng*
(Qingdao Branch of Naval Aeronautical Academy, Qingdao 266041, China)

Abstract: Aluminum alloy is widely used in aviation industry, which makes it a key issue to evaluate the life aluminum components. Fatigue crack initiation and early stage propagation behavior of pre-corroded aluminum alloy under stress cycle was studied using scanning electron microscopy (SEM) in-situ observation. Results indicated that corrosion pit has significant influence on fatigue crack initiation and early stage propagation. A formula to evaluate the small fatigue crack initiation life of aluminum alloy with different corrosion damage was proposed based on local strain method.

Key words: aluminum alloy; SEM in-situ technology; pre-corrosion; fatigue small crack

虽然以复合材料为代表的一系列新材料大量应用于航空工业，但是对于国内航空工业来说，铝合金仍然大量应用于飞机结构件中。飞机中的铝合金材料不仅要承受循环疲劳载荷的作用，还要承受腐蚀环境造成的损伤。腐蚀作用下，疲劳裂纹更加容易萌生，会缩短结构件的寿命。因此研究铝合金材料在腐蚀条件下的疲劳裂纹寿命具有重要的意义。对于结构件来讲，其寿命由裂纹萌生寿命和裂纹扩展寿命两部分组成，而裂纹萌生寿命往往占70%以上。确定裂纹萌生寿命有助于确定飞机部件的检修周期。在实验室条件下，由于腐蚀和疲劳的作用周期差别较大，因此多采用先腐蚀后疲劳的研究方法[1]。

1 预腐蚀试验

试验材料采用了航空用锻造铝合金6151-T6，

收稿日期：2012-03-05
作者简介：李旭东（1984—），男，辽宁丹东人，硕士，讲师，主要从事材料腐蚀疲劳评估以及材料防护方面的研究工作。

试件采用板材,试件尺寸如图1所示,图中数值单位均为mm,厚度为4 mm。材料成分与主要力学性能见表1。腐蚀加速试验是在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HB 5194-E1和GB/T 19746—2005《金属和合金的腐蚀、盐溶液周浸试验》的规定,可以进行模拟大气腐蚀环境条件下的腐蚀试验。

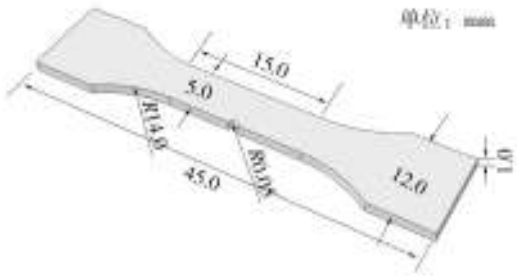

图1　试件外形尺寸

Fig. 1　Shape and size sketch of specimen

为了便于疲劳加载时捕捉裂纹,在试件中部预置了一个半径为30 μm的小缺口[1—4]。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等效关系,基于电化学等效原则,建立了我国沿海某地的加速腐蚀环境谱。基于该环境谱,加速腐蚀试验过程中保持ZJF-45G环境试验箱内空间恒温 $\theta=(40\pm2)$ ℃,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,累计试验时间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,共加速腐蚀到20 a。

2　SEM原位疲劳加载试验

为了研究腐蚀对于疲劳裂纹萌生和扩展行为的影响,采用带有液压伺服疲劳加载设备的扫描电子显微镜原位观测研究方法(SEM in-situ study),对预腐蚀试件一边进行疲劳加载,一边进行局部小尺度缺陷演化过程的实时观测。本方法克服了传统研究手段无法实时追踪疲劳短裂纹的萌生与扩展行为,导致难以揭示预腐蚀条件下试样疲劳失效机制的弊端;能够实时观察到疲劳载荷作用下材料腐蚀特征与疲劳裂纹的相关性,定量表征铝合金预腐蚀特征与疲劳裂纹萌生之间的关联程度。疲劳试验采用日本岛津公司SS550型电子显微镜和液压伺服疲劳试验机联合完成微小尺度原位观测与加载过程。电子显微镜观察与液压伺服加载相对独立,分别由2台计算机控制。电子显微镜自身的放大倍数为20 ~ 200 000倍,最佳状态时分辨率可以达到10 nm,配合液压伺服加载系统后由于加载过程中产生振动的原因,使得原位观测最佳分辨率有所下降,大约为亚微米量级,适宜拍摄高解析度的微小裂纹图像。扫描电子显微镜不仅可以对静止试件表面进行观察,而且可以对处于运动中的试件表面进行跟踪观测,这种观测的原理如图2所示[2—3]。

表1　6151-T6铝合金成分以及主要性能参数

Table 1　Nominal composition and mechanical properties of 6151-T6 aluminum alloy

材料	铝合金成分及其质量分数/%								主要性能参数			
	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Zn	Ti	Al	E/GPa	$\sigma_{0.2}$/MPa	σ_b/MPa	δ/%
6151/T6	0.5~1.2	0.5	0.2~0.6	0.15~0.35	0.45~0.9	0.2	0.15	余量	54.4850	255	290	8.9

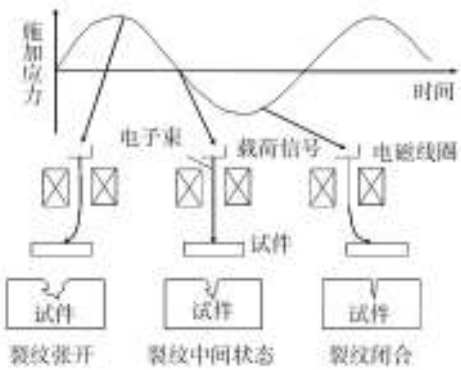

图2　SEM原位观测原理

Fig. 2　Principle of SEM in-situ observation technology

试验中对4个预腐蚀年限的预腐蚀试件进行疲劳加载:0(未腐蚀),7,15,19 a,接下来分别简称为CS0(Corrosion state of 0 year的简称),CS7,CS15,CS19。根据材料的力学性能(见表1),每个腐蚀年

限分别进行3个应力水平的疲劳实验：220，240，250 MPa。试验采用正弦波形，应力比为R=0.1的疲劳加载，疲劳加载过程中为了缩短试验时间，加载频率设定为f=6 Hz，根据裂纹扩展情况每隔一段时间拍摄一次试件表面情况，拍照时为了获得分辨率更高的图片，将频率调整为f=0.5 Hz。

3 结果与讨论

3.1 预腐蚀铝合金疲劳裂纹的扩展行为研究

当受到外界疲劳载荷的作用后，腐蚀损伤处就会成为裂纹萌生源，从而在试件表面产生大量的细碎短裂纹。图3展示了腐蚀7 a后在250 MPa应力水平作用下的疲劳多裂纹萌生与扩展过程。从图3中可以发现，随着疲劳循环的加载，当循环数N=1200时已经可以发现至少7条短裂纹，这些短裂纹都会在循环载荷作用下扩展。其中引起试样最终失效的裂纹路径上的所有短裂纹被称为有效短裂纹，也称为主裂纹。逆序观察图3中图片，很容易确认裂纹C就是该试件的主裂纹。主裂纹未必一直都是最长的裂纹，也未必是扩展最快的裂纹，这也表明最先萌生的裂纹未必是导致断裂的主导裂纹。如图3b中所示，此时裂纹C长度相对其余裂纹比较短，进而推论此时它的扩展速率相对其余裂纹较慢。主裂纹的位置与应力水平以及腐蚀损伤情况有关，难以在扩展初期进行判断，这就造成了跟踪捕捉主裂纹早期演化过程十分困难。一旦主裂纹产生，其余裂纹的扩展速率将会大大降低甚至完全停止扩展。这里通过比较裂纹C和裂纹D，给出扩展速率的变化。从N=0到N=1200时，裂纹C的平均扩展速率为每循环1.4×10^{-8} m，裂纹D为每循环3.0×10^{-8} m；而从N=6044循环到N=7680，裂纹C的平均扩展速率保持在每循环1.6×10^{-8} m，裂纹D经过测量后，未见明显扩展。图3中主裂纹的扩展分析表明，当其处于短裂纹阶段（≤60 μm），其扩展路径受到腐蚀坑的强烈影响。试验所用6151-T6铝合金的晶粒尺度大约为20~30 μm，对其而言短裂纹阶段大约相当于2到3个晶粒尺度。当超过这一尺度，随着承受外加载荷面积的显著减小，裂纹未扩展区域的应力水平显著增加，微结构对裂纹扩展的影响逐渐减小，因此疲劳裂纹扩展速率加快。裂纹前端应力水平逐渐超过材料的弹性极限，产生塑性变形。在循环载荷作用下塑性变形逐步累积，铝合金母材表面出现滑移痕迹，使得相对脆性的氧化层龟裂，从而产生大量与加载方向约10°~20°夹角的表面裂纹，如图3g所示，主裂纹这时会偏离与外加载荷垂直的方向，穿越这些表面裂纹，呈现出一种“台阶状”的扩展路径。此时裂纹扩展速率可以达到每个循环10^{-6}~10^{-7} m。这个扩展速率为铝合金材料在屈服强度附近裂纹临界扩展速率，裂纹扩展失稳，材料对裂纹扩展失去抵抗能力。这一速率比裂纹稳态扩展速率高出1到2个数量级。图3g所示为主裂纹即将失稳进入瞬断区的照片，此时距离试件断裂只有不到200个循环，裂纹长度大约为300 μm。飞机铝合金构件中必须严格避免裂纹扩展失稳，为此要制定合理的检查周期，避免造成飞行事故。因此建立铝合金材料的疲劳短裂纹萌生和扩展评价体系十分重要。

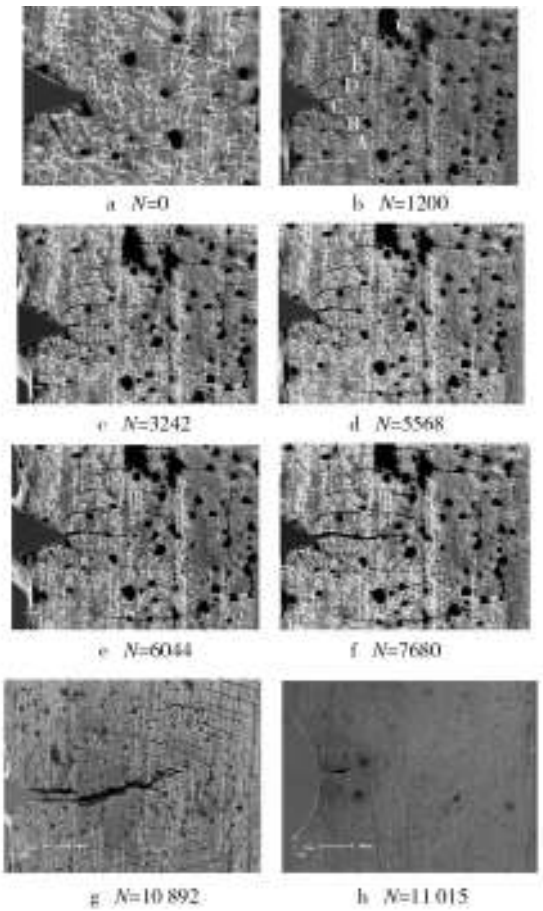

图3 疲劳多裂纹的扩展行为

Fig. 3 Propagation behavior of fatigue multiple cracks

3.2　基于SEM原位观测的腐蚀疲劳裂纹萌生规律

SEM原位疲劳试验具有实时观测、分辨率高的特点,可以展现微裂纹的扩展行为。利用SEM原位观测很容易确认导致最终断裂的主裂纹。对主裂纹的寿命评估,尤其是萌生寿命评估,可进一步确定试件结构的疲劳寿命。6151-T6铝合金的平均晶粒尺度为20 μm,因此根据裂纹萌生寿命的定义,只要捕捉到主裂纹扩展到20 μm时对应的应力循环次数就可以作为裂纹萌生寿命。通过原位疲劳试验,得到预腐蚀0,7,15,19 a的裂纹萌生寿命,见表2。

表2　疲劳裂纹萌生寿命

Table 2　Initiation life of fatigue crack

次

腐蚀年限/a	220 MPa	240 MPa	250 MPa
0	40 933	37 486	28 353
7	20 014	12 707	11 960
15	15 947	9107	8068
19	10 019	6462	6539

文献[3]的工作说明采用应变腐蚀疲劳萌生寿命曲线预测腐蚀环境下带有初始缺陷构件的疲劳裂纹萌生寿命是合理的,采用的方法是局部应变法。当试件承受名义应力范围$\Delta\sigma$作用的时候,由于缺口的存在,切口根部的材料受到局部应变范围$\Delta\varepsilon_{notch}$的作用。由于局部应力集中的放大作用,切口根部局部应变范围$\Delta\varepsilon_{notch}$一般要高于切口件平均名义应变范围$\Delta\varepsilon$。对于试件切口根部而言,名义应力$\Delta\sigma$与该处局部应变范围$\Delta\varepsilon_{notch}$具有一一对应关系,因此可以设想如果将切口件根部的材料取出,制成光滑试件。对此光滑试件在$\Delta\varepsilon_{notch}$作用下进行应变疲劳行为就相当于原切口件在$\Delta\sigma$作用下切口根部材料的腐蚀疲劳行为。此时应变疲劳下的试件寿命就可以代表原始切口件在名义应力$\Delta\sigma$下的疲劳寿命。基于该应变疲劳思想,可以对切口件的裂纹萌生寿命进行估算。

应力疲劳载荷作用下,金属疲劳行为中存在临界应力强度因子ΔK_{th},它代表结构疲劳寿命趋于无穷时承受的最大应力强度因子范围。同样在金属腐蚀应变疲劳中也存在临界应变范围$\Delta\varepsilon_{th}$,在给定腐蚀环境下,当循环应变疲劳范围低于$\Delta\varepsilon_{th}$的时候,裂纹不会发生腐蚀疲劳断裂,也就是其腐蚀疲劳寿命趋于无限。对于腐蚀疲劳,$\Delta\varepsilon_{th}$是与腐蚀条件相关的物理量。施加于试件上的应变可以分为两个部分,一部分是不会造成金属损伤的临界应变范围$\Delta\varepsilon_{th}$,这一应变范围在疲劳过程中可以恢复;另一部分是高于此值的造成材料损伤的$\Delta\varepsilon_D$,该部分损伤应变无法恢复,在应变疲劳过程中会逐步累积。这两部分之和就是总的施加应变范围,即$\Delta\varepsilon=\Delta\varepsilon_{th}+\Delta\varepsilon_D$。材料的萌生寿命$N_{initial}$就取决于应变疲劳过程中$\Delta\varepsilon_D$的累积。

基于Manson-Coffin公式以及疲劳应变的思想,裂纹萌生寿命可以用式(1)表示[3]。

$$N_{initial}=A(\Delta\varepsilon+\Delta\varepsilon_{th})^{-2} \tag{1}$$

式中:A为应变疲劳抗力系数。

由于疲劳试验中的材料承受的试验名义应力值一般低于材料自身的屈服强度,结构处于弹性变形范围。因此,虎克定律依然适用。

$$\Delta\sigma=E\Delta\varepsilon \tag{2}$$

$$\Delta\sigma_{th}=E\Delta\varepsilon_{th} \tag{3}$$

式中:$\Delta\sigma_{th}$为与临界应变范围$\Delta\varepsilon_{th}$对应的应力值;E为材料的弹性模量。将式(2)和(3)代入式(1),得出:

$$N_{initial}=AE^2(\Delta\sigma-\Delta\sigma_{th})^{-2} \tag{4}$$

考虑应力比以及应力集中的影响,因此需要对名义应力范围$\Delta\sigma$进行修正,成为等效名义应力$\Delta\sigma_{eqv}$,即:

$$\Delta\sigma_{eqv}=\left[\frac{1}{2(1-R)}\right]^{1/2}K_t\Delta\sigma \tag{5}$$

式中:K_t可以由有限元计算或者手册获得。对于文中的试件,预置人工缺口造成的K_t为1.1~1.3不等。以式(5)中的$\Delta\sigma_{eqv}$替代式(4)中的$\Delta\sigma$,则可以得到:

$$N_{initial}=A_s[\Delta\sigma_{eqv}-(\Delta\sigma_{eqv})_{th}]^{-2} \tag{6}$$

式中:A_s为应力腐蚀疲劳裂纹起始系数[3];$(\Delta\sigma_{eqv})_{th}$为裂纹起始门槛值[2—3]。对式(6)取自然对数得到式(7):

$$\lg N_{initial}=\lg A_s-2\lg[\Delta\sigma_{eqv}-(\Delta\sigma_{eqv})_{th}] \tag{7}$$

根据SEM原位试验下试件的萌生寿命$N_{initial}$就可以得到A_s和$(\Delta\sigma_{eqv})_{th}$的值。

在$\lg N_{initial}-\lg[\Delta\sigma_{eqv}-(\Delta\sigma_{eqv})_{th}]$双对数坐标下,

式(7)表示一条斜率为-2的直线。编制计算机程序进行线性回归，在斜率为-2 ± 0.002的条件下，可以求出A_s和$(\Delta\sigma_{eqv})_{th}$的值。程序流程如图4所示。其中$(\Delta\sigma_{eqv})_{th}$的初值设为10 MPa，迭代增量步进0.1 MPa。计算得到的A_s和$(\Delta\sigma_{eqv})_{th}$，随着腐蚀年限的变化曲线绘制如图5所示[4—5]。

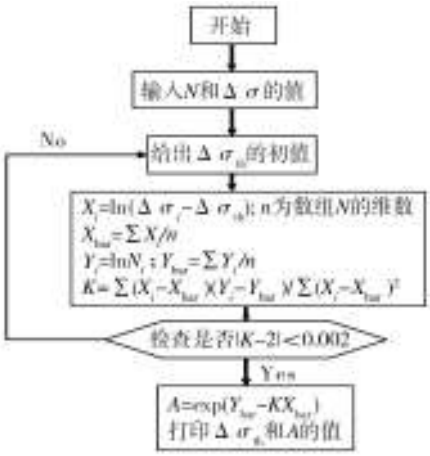

图4　回归计算流程

Fig. 4　Fitting computation procedure

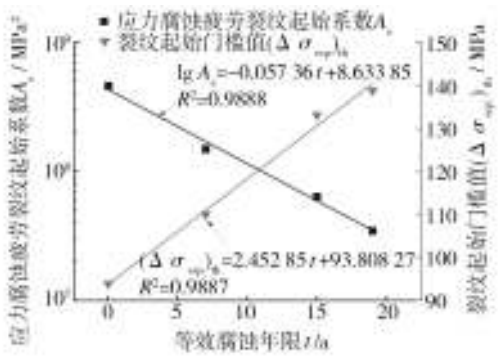

图5　A_s和$(\Delta\sigma_{eqv})_{th}$随腐蚀年限变化曲线

Fig. 5　Changing of A_s and $(\Delta\sigma_{eqv})_{th}$ with corrosion time

可以看出在半对数坐标下，lg A_s随着腐蚀年限线性递减，这意味着A_s与腐蚀年限呈现指数递减关系，拟合见式(8)，线性相关系数R^2=0.9888，线性程度良好。

$$A_s=10^{-0.057\,36t+8.633\,85} \tag{8}$$

$(\Delta\sigma_{eqv})_{th}$随着腐蚀年限呈现线性递增，其与腐蚀年限的拟合关系见式(9)。拟合线性相关系数R^2=0.9887，同样具有满意的拟合效果。

$$(\Delta\sigma_{eqv})_{th}=2.452\,85t+93.808\,27 \tag{9}$$

利用结果就可以对预腐蚀试件在疲劳循环载荷作用下的裂纹扩展寿命进行评估。从而为飞机铝合金构件的定检、寿命评估提供一定的依据。

4　结论

1）SEM原位技术是研究腐蚀疲劳微裂纹扩展行为的一项有效工具，可以对材料微尺度裂纹萌生与扩展行为进行精确的观测。

2）借助于疲劳应变法对预腐蚀试件裂纹萌生寿命进行评估，得到了一套评估经验公式，具有一定的指导价值。

参考文献：

[1]　ZHENG X，LU B. Fatigue Formula under Cyclic Strain[C]// Fatigue and Fracture. Proc Conf，1990：175—184.

[2]　王荣. 金属材料的腐蚀疲劳[M]. 西安：西北工业大学出版社，2001：15—25.

[3]　王荣，高惠临. 铝合金表面防护体系的腐蚀疲劳性能[J]. 西安石油学院学报，2000，15(2)：45—48.

[4]　SHUTER D M，GEARY W. The Influence of Specimen Thickness on Fatigue Crack Growth Retardation Following an Overload[J]. International Journal of Fatigue，1995，17(2)：111—119.

[5]　WANG Xi-shu，KAWAGOISHI Norio. A Simple Predicting Method of Fatigue Crack Growth Rate Based on a Tensile Strength of Carbon Steel[J]. Journal of Iron and Steel Research International，2003，10(2)：58—62.