

# 航空铝合金预腐蚀疲劳寿命退化规律

周松<sup>1</sup>, 谢里阳<sup>1</sup>, 回丽<sup>2</sup>, 王磊<sup>2</sup>  
( 1. 东北大学 机械工程与自动化学院, 辽宁 沈阳 110819 ;  
2. 沈阳航空航天大学 航空制造工艺数字化国防重点学科实验室, 辽宁 沈阳 110136 )

**摘 要** : 航空铝合金材料在服役过程中常因腐蚀损伤而导致疲劳断裂问题, 通过采用扫描电镜及疲劳寿命测试等方法, 研究了不同预腐蚀损伤对 2xxx 铝合金在不同应力比下疲劳寿命的影响, 探讨了预腐蚀损伤对疲劳裂纹萌生扩展的影响机理. 结果表明, 预腐蚀损伤对 2xxx 铝合金材料疲劳寿命的影响显著, 材料的疲劳性能随着腐蚀损伤程度的增加而明显下降. 同时建立了预腐蚀损伤对材料疲劳极限的影响系数  $C-T-R$  模型, 材料疲劳极限的影响系数  $C$  随着预腐蚀时间的增加或者应力比  $R$  的增加而变大. 断口分析表明, 预腐蚀损伤的存在导致裂纹萌生寿命大大缩短, 裂纹萌生由单源转变为多源, 并且均萌生于腐蚀坑处.

**关 键 词** : 铝合金; 预腐蚀损伤; 腐蚀坑; 疲劳寿命;  $C-T-R$  模型; 断口分析

中图分类号: V 252 ; V 216      文献标志码: A      文章编号: 1005-3026( 2016 )07-0969-06

## Fatigue Life Degenerating Rule of Pre-corroded Aviation Aluminum Alloy

ZHOU Song<sup>1</sup>, XIE Li-yang<sup>1</sup>, HUI Li<sup>2</sup>, WANG Lei<sup>2</sup>  
( 1. School of Mechanical Engineering & Automation, Northeastern University, Shenyang 110819, China ;2. State Key Laboratory for Aviation Digital Manufacturing Process, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China. Corresponding author: XIE Li-yang, E-mail: lyxie@mail.neu.edu.cn )

**Abstract** : Fatigue fracture usually happens in service process because of the corrosion damage for aerospace aluminum alloy. The effect of pre-corrosion damage on the fatigue life of 2xxx aluminum alloy without clad layers under different stress ratio was studied using stereo microscope, SEM and fatigue tests. The affecting mechanism of pre-corrosion damage on the initiation and propagation of fatigue crack was also discussed. The results show that pre-corrosion damage has a significant effect on the fatigue performance, i. e. fatigue strength decreases with the increase of pre-corrosion extent. A  $C-T-R$  effect model of pre-corrosion defect on the fatigue limit was proposed. The fatigue limit effect factor  $C$  increases with the increase of pre-corrosion time or stress ratio  $R$ . Fracture analysis shows that the pre-corroded damage would result in the emergence of crack changing from single source to multiple sources and the crack initiation life would decrease because of the pre-corroded damage.

**Key words** : aluminum alloy ; pre-corrosion damage ; corrosion pit ; fatigue life ;  $C-T-R$  model ; fracture analysis

在沿海环境服役的铝合金装备在工作过程中会不可避免遭受一定程度腐蚀损伤,特别是我国军用飞机,其绝大部分处于停放状态,因而这些铝合金装备在含有腐蚀损伤的情况下更容易提早破坏<sup>[1-2]</sup>. 这主要是由于腐蚀损伤大大缩短了铝合

金装备在使用过程中疲劳裂纹的萌生和扩展寿命,进而减少了铝合金装备的服役寿命及剩余强度<sup>[3]</sup>. 因此,深入研究预腐蚀损伤对航空铝合金疲劳行为的影响对于现役飞机的安全飞行及新研飞机的定寿有重要作用.

近年来,国内外学者对腐蚀损伤问题从多方面进行了广泛的研究<sup>[3-11]</sup>. Sankaran 等<sup>[3]</sup>研究了坑蚀对 7075-T6 铝合金疲劳行为的影响,结果得出坑蚀使其疲劳寿命下降约 6~8 倍. Pao 等<sup>[4]</sup>研究了 7075 铝合金在一种预腐蚀损伤情况下的疲劳寿命,得出其疲劳寿命与腐蚀坑的平均深度存在某种关系. Dolley 等<sup>[6]</sup>研究了 2024 铝合金在不同的预腐蚀损伤下材料的疲劳寿命,得出疲劳寿命分布与腐蚀坑深度有着密不可分的关系. Gruenberg 等<sup>[2,7]</sup>对铝合金在不同预腐蚀时间、不同应力和不同取向的疲劳寿命进行试验研究,并基于断裂力学对它进行预测,结果得出预测的寿命和正常的相比偏于保守. Kimberli 等<sup>[8]</sup>研究了两种厚度的 2024 铝合金在不同程度预腐蚀损伤的情况下对其疲劳短裂纹增长速度的影响. 刘建中等<sup>[9]</sup>系统地开展了预腐蚀损伤对 2024-T62 铝合金疲劳寿命曲线及长短裂纹扩展行为的影响. 文献[10-11]对航空 LY12CZ 铝合金试件进行了腐蚀试验和疲劳试验,运用灰色预测的方式对腐蚀损伤与腐蚀形貌特征的关系进行了研究,并且初步建立了腐蚀损伤与疲劳寿命间的关系. 从上述研究中可以看出,目前研究的对象都是含包铝层铝合金,系统研究预腐蚀损伤对去包铝层材料疲劳寿命影响的报道几乎没有,而铝合金材料在使用过程中经过加工,大多数结构件是去包

铝层的(比如机身蒙皮要经过化铣、镜像铣及局部减薄等加工,机身上的承载结构及机框等都经过数控加工而成,因而飞机上的大多数铝合金结构是去包铝层的),因此研究预腐蚀损伤对去包铝层铝合金疲劳行为的影响有重大意义.

本文以新型高强去包铝层铝合金 2xxx 为研究对象,通过试验深入地研究了腐蚀损伤程度对材料疲劳性能的影响. 通过 FEI-QUANTA 600 扫描电子显微镜观察腐蚀坑形貌及疲劳断口形貌,探讨了预腐蚀损伤对疲劳裂纹萌生扩展的影响机理,建立了预腐蚀损伤对材料疲劳极限的影响系数  $C-T-R$  模型,为其结构件在实际服役安全寿命的设计与预测提供理论与技术依据.

## 1 试验过程

### 1.1 材料

试验材料选用厚度为 2.5 mm 新型高强铝合金 2xxx,所有试样的取样方向为 L 向,对试样表面进行磨削处理(对试样正反面均磨掉 0.25 mm),去除表面包铝层. 对其进行拉伸试验,测得该材料的抗拉强度为 485 MPa,规定非比例伸长应力为 354 MPa,断后伸长率为 18.2%. 化学成分见表 1.

表 1 2xxx 铝合金材料化学成分含量(质量分数)

Table 1 Chemical composition of 2XXX aluminum alloy plate( mass fraction )								%
Cu	Mg	Mn	Fe	Si	Cr	Ti	Zn	Al
3.7~4.5	1.2~1.5	0.2~0.65	0.08~0.45	0.06~0.12	<0.1	<0.1	0.08~0.25	余量

### 1.2 试样

疲劳试样如图 1 所示(图中数据单位为 mm). 对其不同时间预腐蚀后进行预腐蚀损伤的测量和恒幅疲劳试验等.

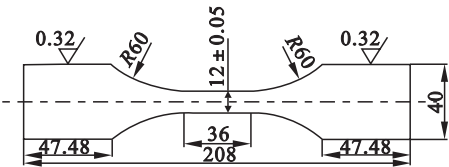


图 1 疲劳试样(应力集中系数为 1)

Fig. 1 Fatigue specimen( stress concentration coefficient is 1 )

### 1.3 试验过程与方法

1) 预腐蚀试验. 参考 ASTM(美国材料试验协会)G34-1 标准以及结合我国飞机服役地区环境的特点,用 3.5% NaCl 腐蚀液对 2xxx 铝合金

进行全浸加速预腐蚀. 试验温度为  $(25 \pm 5)^\circ\text{C}$ . 在进行预腐蚀试验时,应采用足够的试剂,保证溶液体积和试样表面积的比例为  $30\text{ mL}/\text{cm}^2$ . 腐蚀液每隔 5~7 天更换一回. 预腐蚀时间分别取为 24, 240, 480 h.

2) 含预腐蚀损伤材料的疲劳性能试验. 将未腐蚀的试样和预腐蚀的试样进行疲劳试验,试验标准按照 HB 5287—1996《金属材料轴向加载疲劳试验方法》进行. 试验环境:空气,实验室温度为  $(25 \pm 5)^\circ\text{C}$ ,湿度为  $\text{RH} < 50\%$ ,频率为 70~130 Hz 之间,加载波形为正弦波,应力比为  $R = -1, 0.06$  和 0.5,共 12 条疲劳寿命曲线. 疲劳试验机为长春仟邦的 QBG-50 电磁谐振式高频疲劳试验机. 每条疲劳寿命曲线的测试采用成组法和升降法. 成组法选择三级应力水平,疲劳极限的测定采用升降法,对应的疲劳极限为  $10^7$ ,升降

法测得有效对子为 5 对. 对所有疲劳试样断口用 FEI-QUANTA600 扫描电镜观测, 分析疲劳裂纹萌生扩展过程.

## 2 试验结果与分析

### 2.1 预腐蚀损伤对材料疲劳性能的影响

通过对不同预腐蚀时间( 0 24 240 480 h )试样的疲劳试验, 得到应力比  $R = -1$ 、0.06 和 0.5 下的 12 条疲劳寿命曲线, 如图 2 所示. 由图可知: 疲劳寿命随着加载应力的增加而降低. 在相同的应力比加载情况下预腐蚀试样寿命比未受腐蚀试样的寿命明显缩短, 材料疲劳寿命随着预腐蚀浸

泡时间的增加而显著降低. 在应力比  $R = 0.5$  时, 预腐蚀 24、240、480 h 下试样的疲劳极限分别比未腐蚀试样疲劳极限下降了 0.8%、16.8% 和 26.5%. 在加载应力比为  $R = 0.06$  条件下, 预腐蚀时间为 24、240、480 h 时疲劳极限与未腐蚀试样疲劳极限相比下降了 0.6%、8.7% 和 22.2%. 在应力比  $R = -1$  时, 预腐蚀 24、240、480 h 下试样的疲劳极限分别比未腐蚀试样疲劳极限下降了 0.4%、4.1% 和 16.4%.

现将  $C$  定义为材料疲劳极限受预腐蚀损伤的影响系数, 公式如下所示:

$$C = \frac{S_{f_0} - S_{f_T}}{S_{f_0}} \tag{1}$$

式中  $S_{f_T}$ 、 $S_{f_0}$  分别代表预腐蚀时间  $T$  小时后和未腐蚀材料的疲劳极限. 把试验数据代入式(1)后所得结果如图 3 所示. 由图 3a 中可以看出, 同一应力比下随着预腐蚀时间的增加对疲劳极限影响系数  $C$  变大, 且在应力比较大情况下 ( $R = 0.5$ ), 预腐蚀 240 h 疲劳极限与预腐蚀 24 h 之间的差距比与预腐蚀 480 h 之间的差距大, 说明该材料在高应力下对腐蚀损伤比较敏感. 由图 3b 可以看出, 同一预腐蚀时间下, 随着应力比的下降对疲劳极限影响系数  $C$  变小. 对图 3b 中的曲线进行拟合分析, 可以得出  $C-T-R$  曲线函数符合如下关系:

$$C = A(1 - R)^m T^n \tag{2}$$

式中  $A$ 、 $m$ 、 $n$  为常数;  $R$  为应力比;  $T$  为预腐蚀时间. 拟合图如图 3b 所示, 拟合常数如表 2 所示.

表 2 预腐蚀损伤对材料疲劳极限影响系数  $C$  曲线拟合参数

应力比 $R$	拟合参数			相关系数 $r^2$
	$A$	$m$	$n$	
0.5	$5.10644 \times 10^{-5}$	-5.3081	0.7929	0.97123
0.06	$1.68958 \times 10^{-5}$	-0.4601	1.5335	0.99065
-1	$1.68958 \times 10^{-5}$	-0.4601	1.5335	0.99065

### 2.2 疲劳断口形貌

为了进一步分析腐蚀损伤对材料疲劳性能的影响, 对全部疲劳断裂试样进行断口分析(图 4~图 6). 疲劳断口按阶段一般分为 3 个部分, 即疲劳源区(见图 4a、4c、4e、4g)、疲劳裂纹扩展区(见图 4b、4d、4f、4h 和图 5)和瞬断区(见图 6). 图 4a 是典型未腐蚀试样的疲劳源区形貌, 疲劳源的位置主要是在试样加工过程中损伤位置、材料本身

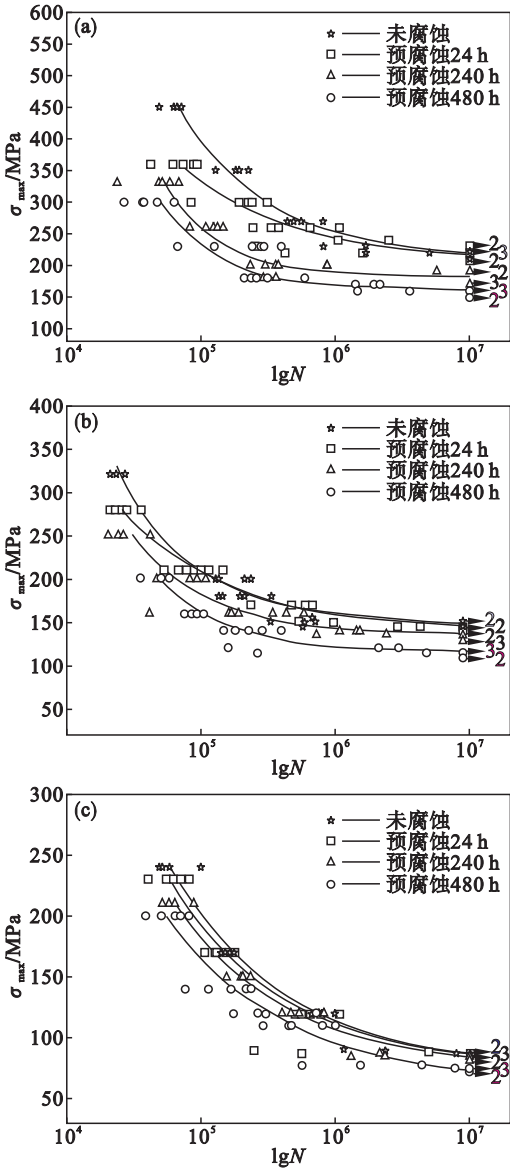


图 2 预腐蚀损伤对材料疲劳性能的影响  
Fig. 2 The influence of pre-corrosion damage on the materials' fatigue performance  
(a)— $R = 0.5$ ; (b)— $R = 0.06$ ;  
(c)— $R = -1$ .

的缺陷和材料在成型或热处理过程中出现的粗大第二相粒子处,而此图中的裂纹萌生在三晶交界处.而图 4c Ae Ag( 分别是预腐蚀 24、240、480 h 试样)的疲劳源都是在腐蚀坑处萌生后半椭圆轮廓线向前扩展,并产生与裂纹扩展方向一致的放射台阶和条纹,最终导致试验件断裂,且裂纹源变为多个(见图 4e).在这些疲劳源图中不难发现裂纹是沿着阻力最小的晶面方向扩展并呈现河流形状花样.

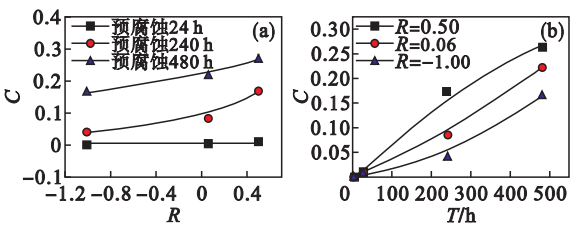


图 3 预腐蚀时间对材料疲劳极限的影响  
系数  $C$  曲线  
Fig. 3 The curves of the fatigue limit influence coefficient  $C$  under different stress ratio  
(a)— $C-R$  曲线;(b)— $C-T$  曲线.

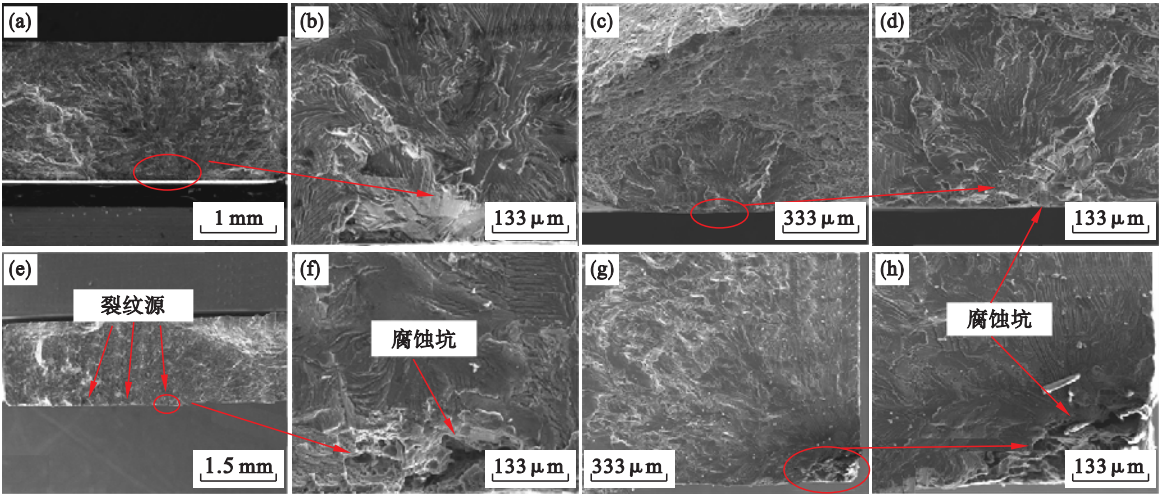


图 4 不同预腐蚀损伤疲劳试样 SEM 断口形貌  
Fig. 4 SEM fracture morphology of the specimens with different pre-corrosion damage  
(a b)—未腐蚀;(c d)—预腐蚀 24 h;(e f)—预腐蚀 240 h;(g h)—预腐蚀 480 h.

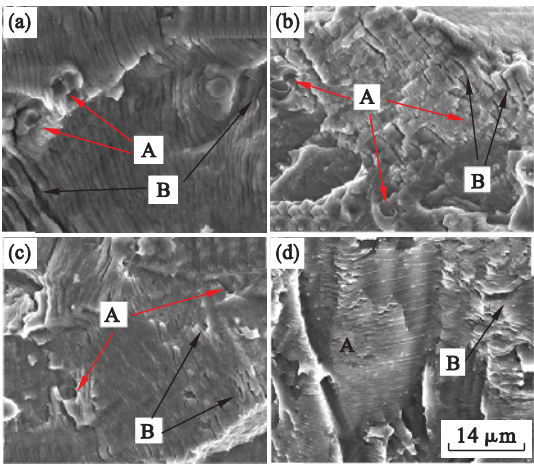


图 5 不同预腐蚀损伤疲劳试样 SEM 断口形貌——裂纹扩展区  
Fig. 5 SEM fracture morphology of the specimens with different pre-corrosion damage—crack propagation region  
(a)—未腐蚀;(b)—预腐蚀 24 h;  
(c)—预腐蚀 240 h;(d)—预腐蚀 480 h.

Forsyth 将疲劳裂纹扩展过程分为两个阶段<sup>[12]</sup>.首先裂纹萌生于局部应力最大处或腐蚀坑

处,当裂纹萌生后,主要沿面心立方金属滑移面进行扩展,纯剪切运动,呈现锯齿形貌,此为第 I 阶段.随着疲劳循环数的增加,当循环到最大应力时,即裂纹尖端塑性区尺寸是晶粒尺寸的几倍时,此时的裂纹沿两个滑移系挤压前行,产生疲劳辉纹,此阶段即为疲劳扩展的第 II 阶段.

图 4b、4d、4f、4h 为裂纹扩展第 I 阶段,可以看到断口呈锯齿形貌,表面有一些高低不平的小平面和解理台阶等,裂纹主要沿面心立方金属  $\{111\}$  面滑移,呈现明显的剪切断裂形貌.图 5 为裂纹扩展第 II 阶段,从中可以看出,三种不同预腐蚀损伤试样与未腐蚀试样的疲劳裂纹扩展区的断口形貌基本相似,均呈现穿晶断裂特征.断口表面可以观察到一些面积大小不一、高低不等的小平面,这些小平面对之间大多是以撕裂棱连接的.高倍下看这些小平面对可以发现明显的疲劳辉纹(见图 5).这些疲劳辉纹基本相互平行,且与裂纹扩展方向垂直.每个不同小平面对上的疲劳辉纹方向略有不同,但大都是沿着主裂纹扩展方向发展.随着裂纹扩展的进行,在疲劳辉纹之间可以发现二次裂



纹(如图 5 中 B 位置所示)。同时还可以看见疲劳辉纹上有一些孔洞(如图 5 中 A 位置),这是由于粗大的第二相粒子在疲劳循环中破断掉落生成。

图 6 为三种不同预腐蚀损伤试样与未腐蚀试样的疲劳瞬断区断口形貌,可以发现它们瞬断区断口形貌基本相似。从图中可以看出,瞬断区断口由大量的大小不一的韧窝及空洞组成,韧窝内有一些已经破碎的粗大第二相粒子,韧窝由撕裂棱连接,撕裂棱呈现小平面。从该图中可以发现 2xxx 铝合金以静态失效模式发生突发性的疲劳失效,呈典型的韧性断裂。

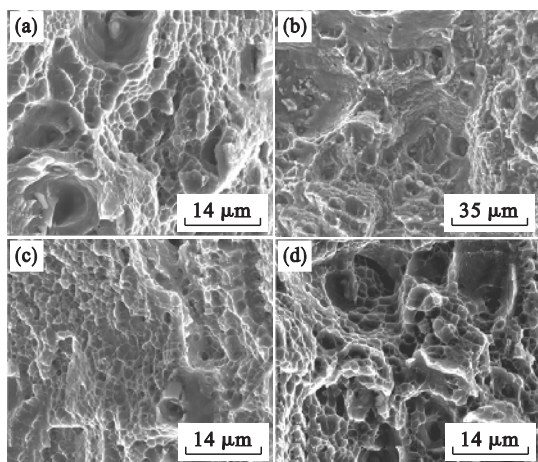


图 6 不同预腐蚀损伤疲劳试样 SEM 断口形貌——瞬断区

Fig. 6 SEM fracture morphology of the specimens with different pre-corrosion damage—final rupture region

(a)—未腐蚀;(b)—预腐蚀 24 h;  
(c)—预腐蚀 240 h;(d)—预腐蚀 480 h.

### 3 分析与讨论

上述试验结果表明,去包铝层 2xxx 铝合金在 3.5% NaCl 溶液中容易形成腐蚀坑,腐蚀坑加速了该铝合金的疲劳断裂。

从图 2、图 3 中可以发现,预腐蚀损伤对 2xxx 铝合金材料疲劳寿命的影响显著,材料疲劳寿命随着预腐蚀浸泡时间的增加而显著降低。预腐蚀损伤对材料疲劳极限的影响系数  $C$  与应力比和预腐蚀时间  $T$  都密切相关,均成正比关系,即随着腐蚀时间  $T$  的增加或者应力比  $R$  的增加,疲劳极限影响系数  $C$  也不断增加,它们之间的关系可由式(2)表示。应力比的增加对疲劳极限影响系数  $C$  增加可以理解为:应力比  $R$  增加,即疲劳极限  $S_f$  也增加,也就是说较大的疲劳极限  $S_f$ (大应力下)造成腐蚀坑的应力集中变得更加剧烈,使裂纹更快萌生、扩展,造成材料提前破坏失效,因

而使疲劳寿命大幅降低。

通过观察疲劳断口可以发现,预腐蚀损伤对裂纹扩展区和瞬断区均没有明显的影响(见图 5 和图 6),对裂纹的萌生影响挺大。由图 4 可知在带有预腐蚀损伤的试样上,裂纹均由腐蚀坑处萌生,后随着裂纹的扩展,裂纹表面由于受到反复的有规律的挤压使得其形貌呈现“涟漪波纹”样,以半椭圆形向前扩展直至断裂。通过试验观察,疲劳断裂一般有一条主裂纹导致,实验过程中可能会衍生很多的裂纹,但最终断裂发生在主裂纹方向。

铝合金试样疲劳总寿命可分为两部分:裂纹的萌生寿命与裂纹的扩展寿命。从开始加载到产生裂纹时的循环次数为裂纹的萌生寿命,从裂纹产生后到断裂的循环次数为扩展寿命。预腐蚀损伤明显降低了去包铝层 2xxx 铝合金疲劳寿命的主要原因是材料表面产生了腐蚀坑,随着腐蚀时间的增加,腐蚀坑变大,相应的在腐蚀坑处产生的应力集中也就越强,当应力集中超过了材料本身的断裂强度就会产生疲劳裂纹,况且腐蚀坑底部本身就有微小的裂纹,因此达到相同裂纹尺寸所需要的时间明显减短而导致材料的疲劳寿命显著降低。

### 4 结 论

1) 预腐蚀损伤对 2xxx 铝合金材料疲劳寿命的影响显著,材料的疲劳性能随着腐蚀损伤程度的增加而明显下降。在应力比  $R=0.5$  时,预腐蚀时间为 24、240、480 h 下试样的疲劳极限分别比未腐蚀试样疲劳极限下降了 0.8%、16.8% 和 26.5%。

2) 采用对材料疲劳极限影响系数  $C$  来描述在 3.5% NaCl 盐水环境中预腐蚀对 2xxx 材料疲劳寿命的影响,建立了  $C-T-R$  模型,该模型同时考虑了应力比  $R$  和预腐蚀时间  $T$  两个影响因素。在同一应力比  $R$  下, $C$  随着  $T$  的增加而增加;当预腐蚀时间  $T$  一定时,应力比  $R$  高, $C$  值大,应力比  $R$  小, $C$  值小。

3) 断口分析表明,预腐蚀损伤对材料疲劳性能的影响主要是疲劳裂纹萌生数量和位置发生改变以及裂纹萌生寿命大大缩短导致其疲劳寿命显著降低。对未腐蚀材料,疲劳裂纹均从材料的夹杂处自然萌生,且疲劳源为单源,而对于预腐蚀损伤材料,疲劳裂纹均从腐蚀坑处萌生,且疲劳源变为多源。

(下转第 989 页)