

含腐蚀预损伤铝合金 2024-T62 的疲劳断裂行为及基于断裂力学的寿命预测

刘建中^{*}, 陈勃, 叶序彬, 胡本润, 丁传富

中国航空工业集团公司 北京航空材料研究院, 北京 100095

摘要: 针对 2024-T62 铝合金薄板系统地开展了腐蚀预损伤对材料疲劳 S-N 曲线、小裂纹萌生行为、长短疲劳裂纹扩展及物理小裂纹门槛值扩展行为的影响等试验研究。结果表明:腐蚀预损伤对材料疲劳 S-N 曲线及材料疲劳小裂纹萌生行为有明显的影 响,但对材料长短裂纹扩展及物理小裂纹门槛值扩展行为没有明显的影 响。通过假定腐蚀预损伤为初始小裂纹,基于断裂力学理论,利用 FASTRAN3.0 软件预测了含腐蚀预损伤材料的疲劳 S-N 曲线。研究发现,预测与试验结果吻合较好。当材料含有较大尺寸的腐蚀预损伤时,对其进行寿命预测可以不考虑小裂纹效应的复杂影响。

关键词: 预腐蚀损伤; 疲劳; 小裂纹行为; 长裂纹扩展; 寿命预测; 铝合金

中图分类号: V215 文献标识码: A

腐蚀损伤是铝合金飞机实际结构中常见的一种初始损伤形式。飞机在空中飞行时承受复杂疲劳载荷作用,由于疲劳裂纹能够从腐蚀坑中萌生,在腐蚀环境中加速扩展,因此,腐蚀的存在会严重影响铝合金飞机结构的完整性。很显然,试验研究并定量评估腐蚀预损伤对铝合金材料与结构疲劳断裂行为的影响对于飞机结构的安全使用有重要意义。

虽然近 20 年来,特别是老龄飞机问题在国际上引起广泛关注以后,国内外对腐蚀损伤问题从多个方面进行了广泛的研究,但系统研究腐蚀预损伤对于材料疲劳长、短裂纹行为及疲劳寿命影响的国外报道很少,而国内基本未开展这方面工作^[1-9]。

已有的研究表明:在存在腐蚀预损伤情况下铝合金的裂纹萌生寿命会大幅下降,裂纹扩展

寿命将成为材料疲劳寿命主要部分^[4-6],这为基于断裂力学原理定量预测含腐蚀预损伤铝合金材料的疲劳寿命提供了较好的依据。近年来,国际上已有研究通过将预腐蚀坑当成一个初始的疲劳小裂纹,利用商用裂纹扩展分析软件 AFGROW 和 NASGRO 等较成功地进行了含腐蚀预损伤材料的疲劳寿命预测^[2,4-5]。但是,在他们的研究中,均没有通过试验开展过腐蚀坑小裂纹的萌生和扩展行为研究,只是在寿命预测时通过将材料长裂纹的 $da/dN-\Delta K$ (da/dN 为裂纹扩展速率; ΔK 为应力强度因子变程)数据由 Paris 区向门槛值区延伸来考虑“小裂纹”效应的影响。因此,迄今为止,含腐蚀预损伤材料疲劳小裂纹行为及其对疲劳寿命的影响是不清楚的。而对于未含腐蚀预损伤的铝合金、钢、钛合金等航空材料,中国航空工业集团公司北京航

收稿日期: 2010-04-16; 退修日期: 2010-05-31; 录用日期: 2010-07-14; 网络出版时间: 2010-11-11 09:09

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20101111.0909.007.html

DOI: CNKI:11-1929/V.20101111.0909.007

* 通讯作者. Tel.: 010-62496701 E-mail: jianzhongliu09@sina.com

引用格式: 刘建中, 陈勃, 叶序彬, 等. 含腐蚀预损伤铝合金 2024-T62 的疲劳断裂行为及基于断裂力学的寿命预测 [J]. 航空学报, 2011, 32(1): 107-116. Liu Jianzhong, Chen Bo, Ye Xubin, et al. Fatigue and crack growth behavior of pre-corroded aluminum alloy 2024-T62 and its life prediction based on fracture mechanics [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(1): 107-116.

空材料研究院通过与美国航空航天局(NASA)、美国联合技术公司(UTC)等的大量国际合作,系统地研究了材料的疲劳小裂纹行为及基于小裂纹理论的疲劳寿命预测技术^[10-14]。这些研究结果为开展含腐蚀预损伤材料的疲劳寿命预测研究提供了重要的方法学方面的参考。

本文针对 2024-T62 铝合金薄板,通过试验较系统地研究了腐蚀预浸泡时间与腐蚀坑尺寸的关系,不同腐蚀预损伤对于材料疲劳及裂纹扩展行为的影响,含与不含腐蚀预损伤材料的疲劳小裂纹萌生和扩展行为、物理小裂纹门槛值扩展行为。同时,根据试验研究结果,通过假定腐蚀预损伤为初始小裂纹,基于断裂力学理论,利用 FASTERAN3.9 软件预测了含不同腐蚀预损伤试样的疲劳 S-N 曲线,并与试验结果进行了对比。

1 试验研究

1.1 材料

采用 2 mm 厚 2024-T62 铝合金薄板进行试验,所有试样 L 向取样。表 1 给出了 2024-T62 铝合金薄板的化学成分。

表 1 材料的化学成分

Table 1 Chemical composition of material

wt%				
Cu	Mg	Mn	Si	Fe
4.64	1.49	0.68	<0.5	<0.5
Zn	Ti	Cr	Other	Al
<0.25	<0.15	<0.1	<0.15	Balance

表 2 给出了 2024-T62 铝合金薄板的静态拉伸性能数据。表中: E 为弹性模量; σ_b 为强度极限; $\sigma_{0.2}$ 为屈服强度; δ_5 为伸长率。

表 2 材料的静态拉伸性能

Table 2 Static tensile properties of material

E/GPa	σ_b/MPa	$\sigma_{0.2}/\text{MPa}$	$\delta_5/\%$
71	451	400	7.2

1.2 试样形式

采用如图 1 所示的等截面轴向疲劳试样进行不同腐蚀预损伤后的疲劳性能试验。

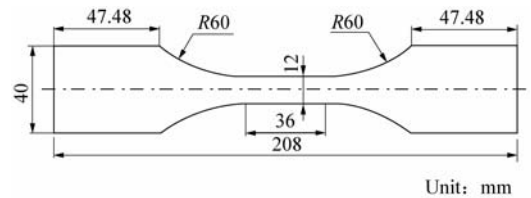


图 1 等截面轴向疲劳试样(应力集中系数 $K_t=1$)
Fig. 1 Fatigue specimen with uniform section (stress concentration coefficient $K_t=1$)

采用图 2 所示单边缺口拉伸(Single-Edge-Notch Tension, SENT)试样进行材料自然萌生(不含腐蚀预损伤)疲劳小裂纹行为试验,以及含腐蚀预损伤(腐蚀坑)疲劳裂纹萌生和小裂纹扩展行为试验。

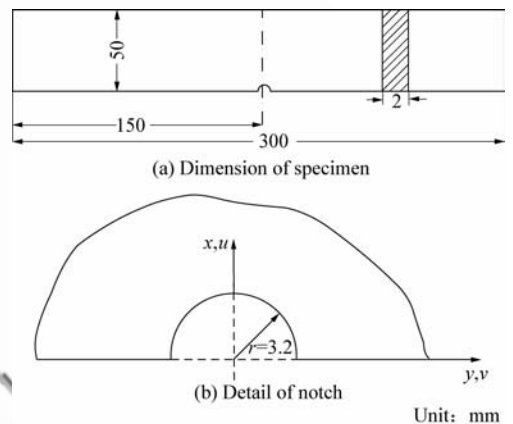


图 2 SENT 疲劳试样

Fig. 2 SENT fatigue specimen

采用宽 75 mm 的标准中心裂纹拉伸(Middle Tension, M(T))试样进行不同腐蚀预损伤后的长裂纹扩展速率试验。

采用图 3 所示的扩展紧凑拉伸(Extended Compact Tension, EC(T))试样进行不同预腐蚀情况下物理小裂纹疲劳扩展门槛值试验。

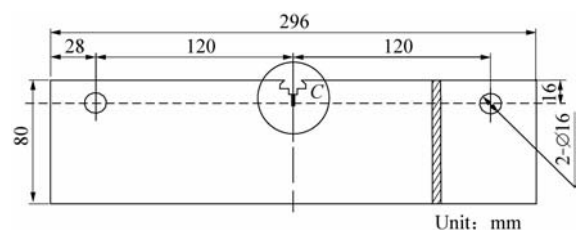


图 3 EC(T)试样

Fig. 3 EC(T) specimen

1.3 试验过程和方法

(1) 腐蚀浸泡试验。将疲劳试样浸泡在 3.5% 的 NaCl 溶液中, 腐蚀 12, 48, 96, 120, 240 h 后将试样取出并去除腐蚀产物。利用三维测量显微镜随机选择腐蚀坑测量其深度和直径并进行统计分析, 获得该材料在不同浸泡时间下的腐蚀损伤发展规律。每个腐蚀时间下测试 4 根有效试样。

(2) 含预腐蚀损伤材料的疲劳性能试验。将疲劳试样浸泡在 3.5% 的 NaCl 溶液中, 腐蚀 120 h 和 240 h 后按疲劳试验标准开展应力比 $R=0.06, 0.50$ 的疲劳 $S-N$ 曲线测试。试验在高频疲劳试验机上进行, 频率为 90 Hz, 并对疲劳试样断口进行扫描电镜 (Scan Electronic Microscope, SEM) 分析, 观测疲劳裂纹扩展形貌并测量萌生疲劳裂纹的腐蚀坑尺寸。

(3) 疲劳小裂纹行为试验。使用塑性复型方法记录和测量自然萌生 (不含预腐蚀损伤试样) 疲劳小裂纹行为^[12,15]。对于含预制腐蚀坑试样的小裂纹萌生和扩展行为则采用图 4 所示的 Questar 长焦距显微镜系统进行观测和记录。经反复试验, 发展了一种特殊的局部腐蚀技术。利用该技术, 经过 3.5% NaCl 溶液 240 h 的腐蚀, 可以在 SENT 试样缺口根部中央稳定地预制一个直径为 100~300 μm 、深度约为 100 μm 的腐蚀坑。对含腐蚀坑的试样在实验室空气条件下进行疲劳小裂纹萌生和扩展行为试验, 分别开展了应力比 $R=-1.00, 0.06$ 下未腐蚀和含预腐蚀损伤 SENT 试样的疲劳小裂纹行为试验。试验在材料测试系统 (Materials Testing System, MTS) 液压伺服疲劳试验机上进行, 频率为 10 Hz。

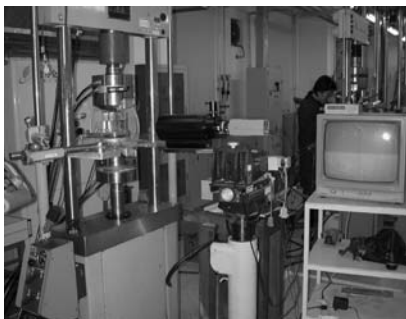


图 4 Questar 长焦距显微镜系统

Fig. 4 Questar long distance optical microscope system

(4) 物理小裂纹疲劳扩展门槛值试验。采用恒 K_{\max} /升 K_{\min} (K_{\max} 和 K_{\min} 分别为最大和最小应力强度因子) 方法^[16-17]进行测试, 其中裂纹长度使用柔度法进行测量。测试系统如图 5 所示。

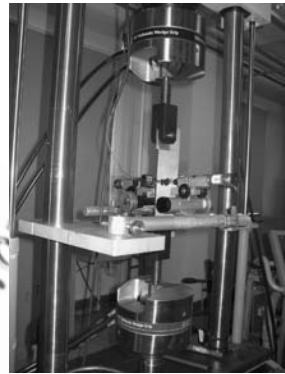


图 5 小裂纹门槛值测试系统

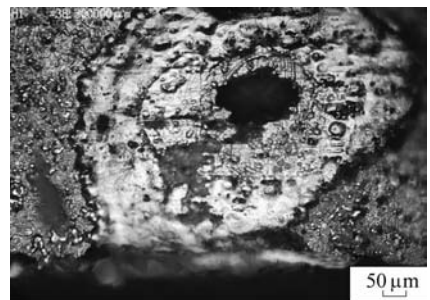
Fig. 5 Testing system for small crack threshold

(5) 长裂纹疲劳扩展试验。对未腐蚀和腐蚀浸泡 24 h 和 240 h 的 M(T) 试样, 在实验室空气条件下进行应力比 $R=0.06, 0.50$ 的宽范围长裂纹扩展速率 (包括门槛值) 试验。为了更好地使用裂纹闭合分析方法获得长裂纹扩展行为为基线数据, 从而利用长裂纹扩展基线预测材料疲劳寿命, 并与相应的疲劳小裂纹数据对比, 对未腐蚀试样还进行了 $R=-1.00, -0.50$ 下的长裂纹疲劳扩展速率及门槛值测试。所有试验均在 MTS 液压伺服疲劳试验机上进行, 频率为 10~25 Hz。采用放大倍数为 $\times 20$ 倍的移动显微镜通过目视法观测裂纹长度。长裂纹扩展门槛值采用降载法进行测试^[18]。

2 试验结果及分析

2.1 腐蚀浸泡时间对预腐蚀损伤程度的影响

腐蚀浸泡后的疲劳试样出现了明显的点蚀。典型腐蚀坑形貌及其三维视图如图 6 所示。腐蚀



(a) Typical morphology

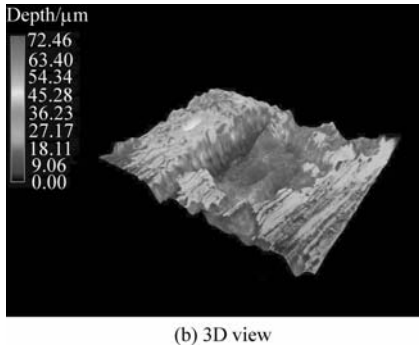


图 6 典型腐蚀坑形貌和三维视图

Fig. 6 Typical morphology and 3D view of corrosive-pit

坑尺寸的测量和统计分析表明:腐蚀坑有很大的深度/宽度比值,腐蚀坑尺寸随着腐蚀时间 T 的增加而增大。4 根有效试样的腐蚀坑平均深度及腐蚀坑平均表面积随腐蚀浸泡时间的发展规律可以用不同的幂函数描述,如图 7 所示。

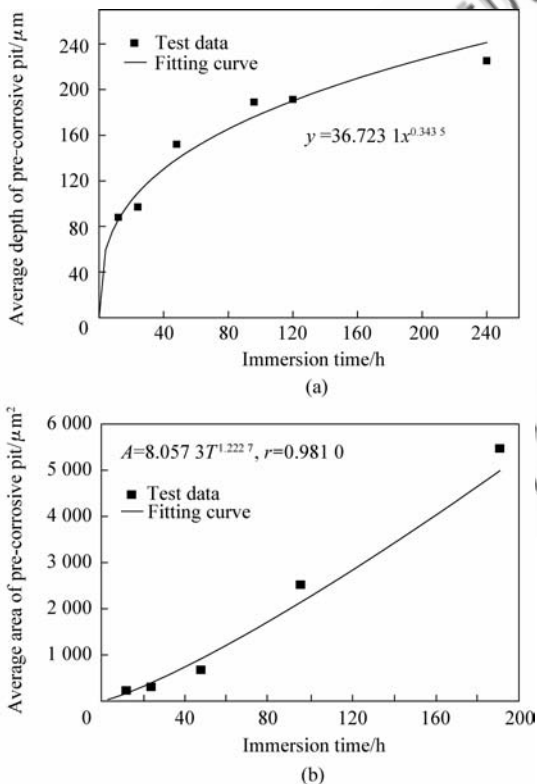


图 7 预腐蚀坑平均深度及平均表面积随浸泡时间变化曲线
Fig. 7 Variation of average depth and average area of pre-corrosive pit with immersion time

2.2 腐蚀预损伤对材料疲劳 S-N 曲线的影响

通过疲劳试验获得的不同预腐蚀时间 (0, 120, 240 h) 下、材料在 $R = 0.06, 0.50$ 下的疲劳

S-N 曲线对比,如图 8 所示。从图中可以看出,腐蚀预损伤对于材料疲劳行为有明显的影 响,随着预腐蚀时间(损伤程度)增加,材料疲劳性能明显下降。

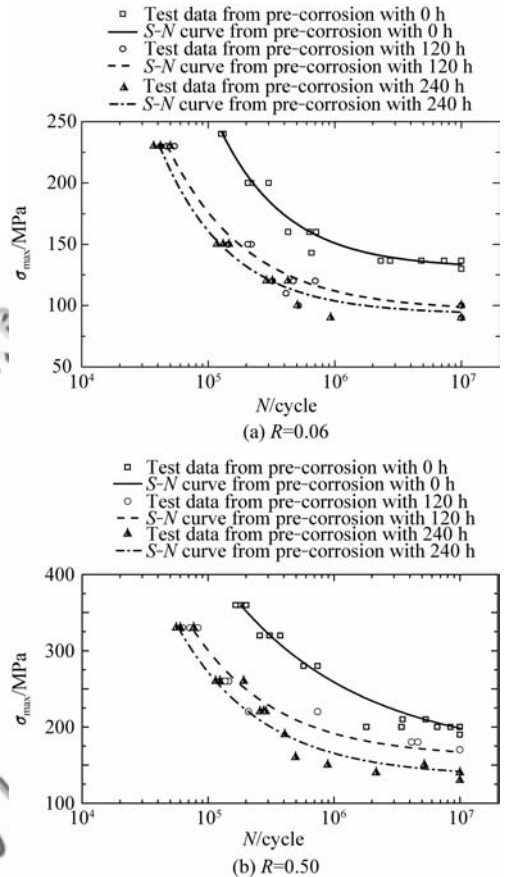
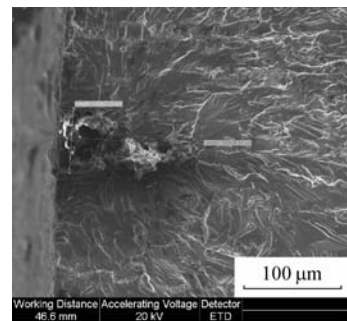
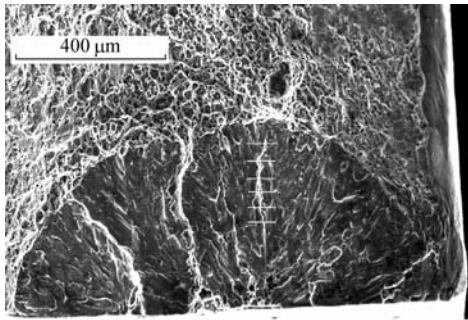


图 8 腐蚀预损伤对材料疲劳 S-N 性能的影响
Fig. 8 Effect of pre-corrosive damage on fatigue S-N curves

疲劳试样断口的 SEM 观测表明:疲劳裂纹均从腐蚀坑处萌生,以半椭圆表面裂纹的形式向前扩展。图 9 给出了疲劳试样萌生裂纹的典型腐



(a) Corrosive pit after 240 h immersion



(b) Morphology of crack growth at corrosive pit

图 9 萌生裂纹的典型蚀坑照片及裂纹扩展形貌

Fig. 9 Typical corrosive pit that initiates fatigue crack and morphology of crack growth

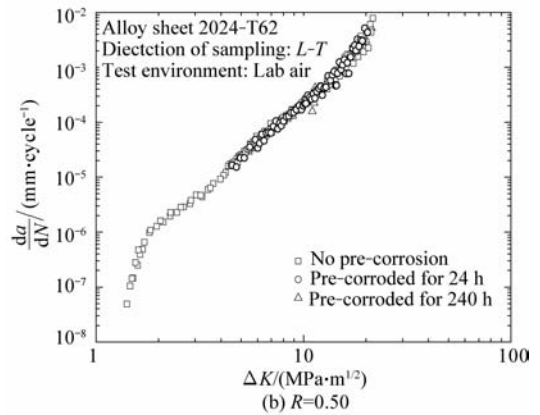


图 10 腐蚀预损伤对材料疲劳长裂纹扩展速率的影响

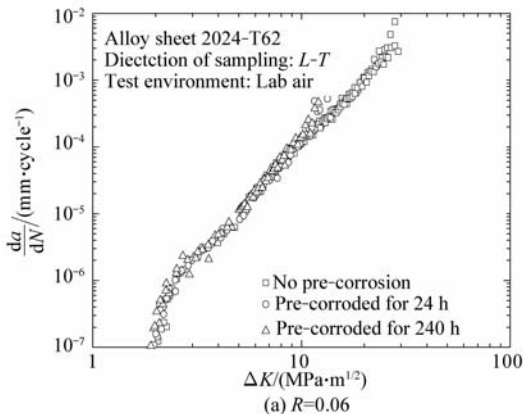
Fig. 10 Effect of pre-corrosive damage on growth rates of large fatigue crack

蚀坑照片(浸泡 240 h, 腐蚀坑宽 89 μm、深 210 μm)及利用过载痕迹法测量小裂纹深度方向扩展的 SENT 试样典型断口中腐蚀坑裂纹扩展形貌。

2.3 腐蚀预损伤对材料长裂纹扩展行为的影响

应力比 $R=0.06, 0.50$ 下不同腐蚀预损伤(分别对应预腐蚀时间 0, 24, 240 h)材料宽范围(包括门槛值)裂纹扩展速率与应力强度因子关系数据显示在图 10 中。图中裂纹扩展速率通过割线法计算获得, 对应的应力强度因子按标准 M(T) 试样应力强度因子表达式计算^[18]。

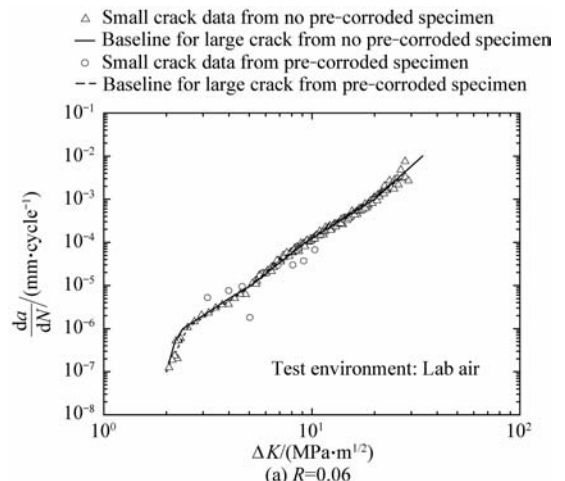
从图 10 中可以发现: 两个应力比下, 含不同腐蚀预损伤材料的长裂纹扩展数据在疲劳裂纹扩展的不同区域均较好地重叠在一起。这表明: 腐蚀预损伤对于 2024-T62 材料的长裂纹扩展行为没有明显影响。



2.4 腐蚀预损伤对材料疲劳小裂纹行为的影响

塑性复型和 Questar 长焦距显微镜观测, 以及试样断口 SEM 分析结果表明: 对于未预腐蚀 SENT 试样, 疲劳小裂纹均从材料的夹杂处自然萌生, 与已有研究结果相同^[10,12]。多个小裂纹试样的统计结果表明, 裂纹($a < 25 \mu\text{m}$)的萌生寿命小于 20% 的疲劳全寿命。而含腐蚀预损伤 SENT 试样的裂纹均从腐蚀坑处萌生(如图 9 所示), 裂纹($a \leq 60 \mu\text{m}$)萌生寿命小于 25% 的疲劳全寿命。

为了对比分析自然萌生及腐蚀坑萌生的疲劳小裂纹扩展行为, 图 11 给出了未腐蚀和含预腐蚀损伤 SENT 试样在实验室空气下应力比 $R=-1.00, 0.06$ 加载时的小裂纹扩展 $da/dN-\Delta K$ 数据, 以及从未腐蚀和预腐蚀 M(T) 试样获得的相应长裂纹扩展速率 $da/dN-\Delta K$ 关系基线。其中裂纹扩展 da/dN 数据利用割线法获得。自然萌生裂纹



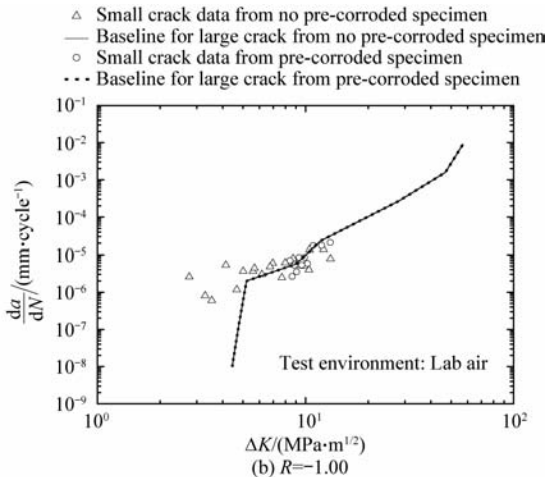


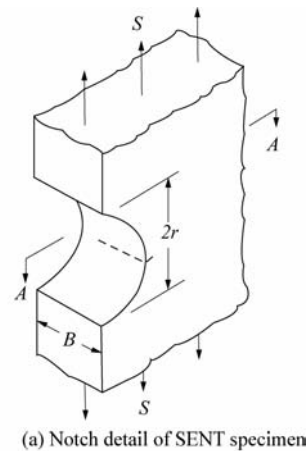
图 11 不同应力比下自然萌生和腐蚀坑萌生小裂纹扩展速率 $da/dN-\Delta K$ 关系数据及长裂纹扩展速率基线对比

Fig. 11 Comparisons between small crack growth rate $da/dN-\Delta K$ data and large crack growth rate baselines from no pre-corroded and pre-corroded specimens at different stress ratios

多为表面裂纹,但也有出现角裂纹的情况,如图 12 所示;而腐蚀坑萌生小裂纹均为表面裂纹,均被当成 SENT 试样缺口边表面裂纹(如图 12(b)所示)。这些三维裂纹的应力强度因子均用国际上公认的 Newman 方程求解^[10-11]。

从图 11 可以看出:①对于自然萌生于材料夹杂的裂纹, $R=-1.00$ 下发现了明显的小裂纹效应;而在 $R=0.06$ 下小裂纹数据则和长裂纹扩展基线吻合较好,小裂纹效应不明显。这与以前针对其他铝合金研究获得的、负应力比下小裂纹效应较为显著的规律相一致^[10-14]。②从腐蚀坑萌生的疲劳小裂纹扩展数据与从材料夹杂萌生的疲劳小裂纹数据吻合较好。这表明:腐蚀预损伤对于疲劳小裂纹扩展行为同对于长裂纹扩展行为一样也没有明显影响。而图 8 所示腐蚀预损伤明显降低了材料疲劳性能的试验结果表明,腐蚀预损伤影响疲劳性能的主要原因应该在于在材料表面产生了一个较大的腐蚀坑,明显缩短了萌生相同尺寸裂纹的时间,因此,降低了材料疲劳寿命。③即使在负应力比下,从腐蚀坑萌生的疲劳小裂纹也未发现明显的小裂纹效应。这可能与获得的小裂纹尺寸较大有关。试验获得的腐蚀坑萌生裂纹的典型 $a-N$ 曲线如图 13 所示。可以看出,能够获

得的最小裂纹尺寸接近 $200\ \mu\text{m}$ 。而通过塑性复型方法获得的从材料夹杂自然萌生的最小裂纹尺寸接近 $20\ \mu\text{m}$ 左右。



(a) Notch detail of SENT specimen

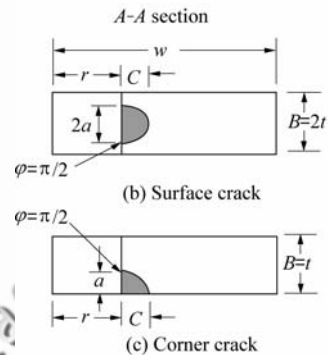


图 12 SENT 试样半圆缺口根部的表面及角裂纹

Fig. 12 Surface and corner cracks at semi-circular notch of SENT specimen

△ Test data for small crack from pre-corrosive pit with $104\ \mu\text{m}$
 ○ Test data for small crack from pre-corrosive pit with $186\ \mu\text{m}$
 — Fitting curve for small crack from pre-corrosive pit with $104\ \mu\text{m}$
 --- Fitting curve for small crack from pre-corrosive pit with $186\ \mu\text{m}$

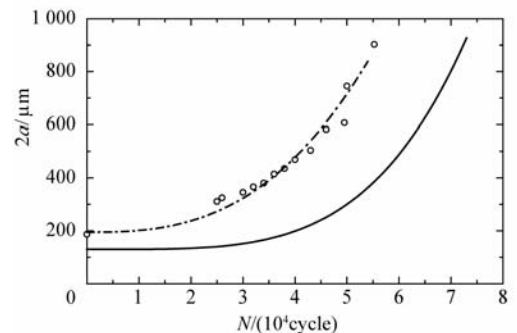


图 13 腐蚀坑萌生疲劳小裂纹的典型 $a-N$ 曲线

Fig. 13 Typical $a-N$ curves of small fatigue cracks initiated from pre-corrosive pits

2.5 腐蚀预损伤对材料疲劳小裂纹门槛值扩展行为的影响

由于 ECT 试样的恒 K_{\max} /升 K_{\min} 试验中, 获得门槛值时的应力比 R 达到 0.90 以上, 去除了塑性、裂纹面粗糙度及腐蚀产物等可能诱导的裂纹闭合影响, 可以认为是物理小裂纹扩展门槛值 $(\Delta K_{\text{eff}})_{\text{th}}$ [15-17]。图 14 给出了不同预腐蚀时间(损伤)试样恒 K_{\max} /升 K_{\min} 试验获得的裂纹扩展速率 $da/dN-\Delta K$ 关系数据, 特别是近门槛值扩展数据。从图中可以看出, 腐蚀预损伤对于物理小裂纹近门槛值扩展行为也没有明显影响。

- △ Constant K_{\max} /increasing K_{\min} test data for no pre-corroded specimen
- Constant K_{\max} /increasing K_{\min} test data for pre-corroded specimen(24 h)
- ▽ Constant K_{\max} /increasing K_{\min} test data for pre-corroded specimen(240 h)
- Constant stress ratio test data ($R=0.50$)

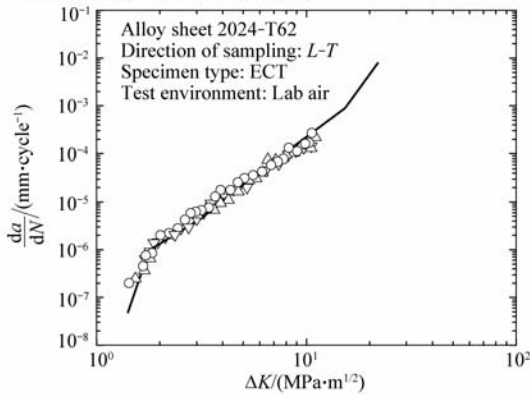


图 14 腐蚀预损伤对于恒 K_{\max} /升 K_{\min} 试验结果的影响
Fig. 14 Effect of pre-corrosive damage on results obtained from constant K_{\max} /increasing K_{\min} tests

3 基于断裂力学的含腐蚀预损伤材料的疲劳寿命预测

许多研究者的试验已经证实, 对于不含腐蚀预损伤的航空铝合金而言, 疲劳寿命的绝大部分, 即(80%~90%) N_i , 是消耗在初始长度为 10~20 μm 的小裂纹向长裂纹扩展的阶段。基于断裂力学、小裂纹扩展分析的疲劳全寿命预测方法有充分的试验数据支持 [10-14]。

对于含腐蚀预损伤的 2024-T62 铝合金试样, 小裂纹试验已证实: 疲劳小裂纹均从腐蚀坑处萌生, 裂纹 ($a \leq 60 \mu\text{m}$) 萌生寿命小于 25% 的疲劳全寿命。文献 [6] 对 2024-T3 和 2524-T3 铝合金材料腐蚀坑裂纹萌生的试验研究表明: 两种材料的

腐蚀坑裂纹萌生寿命更短, 小于疲劳全寿命的 15%。因此, 曾经成功应用于不含腐蚀预损伤铝合金的、基于断裂力学和小裂纹扩展分析的疲劳全寿命预测方法直接应用于含腐蚀预损伤铝合金材料疲劳全寿命预测应该也是可行的。

虽然预制腐蚀坑试样的疲劳小裂纹扩展试验中没有观测到明显的小裂纹效应, 但这可能是由于观测到的腐蚀坑裂纹尺寸较大而引起。因此, 基于断裂力学理论和小裂纹扩展分析的疲劳全寿命预测软件 FASTRAN3.9 被用于含腐蚀预损伤材料的疲劳全寿命预测。图 15 给出了使用 FASTRAN3.9 软件进行寿命预测时需要的材料长裂纹扩展速率基线。图 15 中裂纹扩展速率 da/dN 与有效应力强度因子变程 ΔK_{eff} 关系基线通过使用 Newman 闭合分析公式计算 3 个应力比下长裂纹扩展速率数据获得 [10-12]。考虑到门槛值附近的长裂纹扩展数据会因为降载试验过程而导致裂纹闭合效应的影响 [10], 图中较低裂纹扩展速率对应的虚线 ②, 通过试错法拟合疲劳极限数据得到 [10-14]。在寿命预测中采用了虚线 ② 代替实线 ① 作为较低裂纹扩展速率时对应的基线数据。

进行疲劳寿命预测时, 假设裂纹从第 1 个循环就开始扩展, 而忽略裂纹的萌生寿命。考虑到预制腐蚀坑试样的小裂纹 ($a \leq 60 \mu\text{m}$) 萌生寿命小于 25% 的疲劳全寿命, 该假设在工程上是可以接受的。

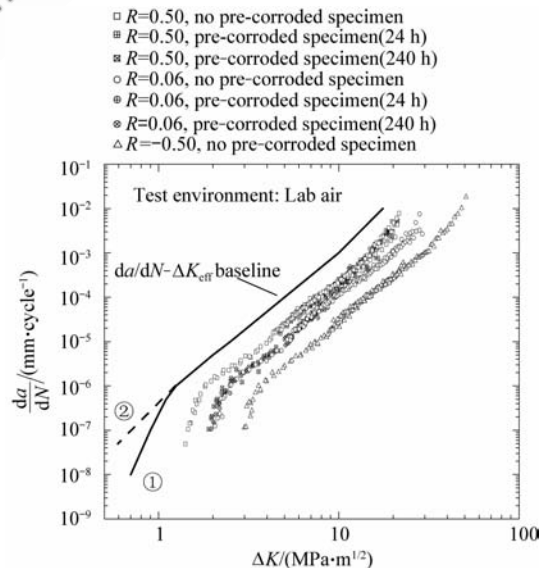


图 15 寿命预测模型所用的长裂纹扩展速率基线
Fig. 15 Large crack growth rate baseline used in

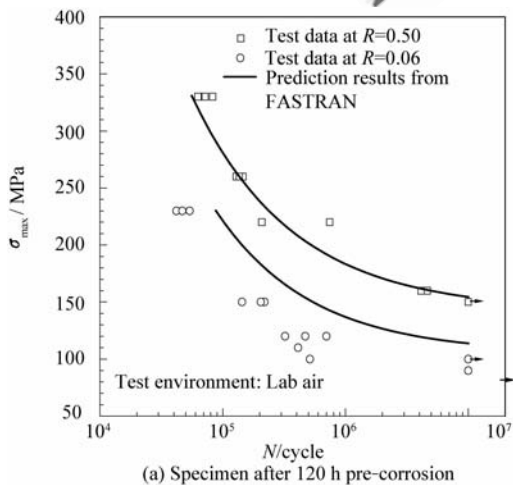
通过测量获得的萌生裂纹的腐蚀坑平均直径和平均深度如表 3 所示。采用 FASTRAN 预测时,由于表 3 所示腐蚀坑的深度和直径比值超出了其所包含的裂纹的应力强度因子的计算范围,因此,相应的初始缺陷被假定为一个当量的半圆表面裂纹,其尺寸采用面积当量的方法获得^[4]。

表 3 2024-T62 预腐蚀疲劳试样断口分析与统计结果

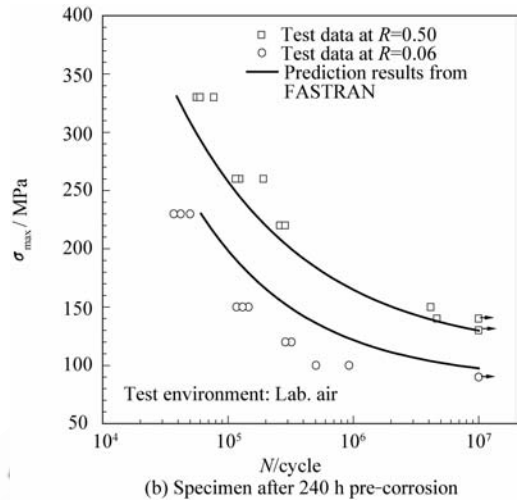
Table 3 Analytical and statistical results from the fracture surfaces of pre-corrosive fatigue specimens for 2024-T62

Pre-corrosion time/h	Average corrosive pit diameter $d/\mu\text{m}$	Average corrosive pit depth $H/\mu\text{m}$
120	69	191
240	134	225

图 16 给出了不同预腐蚀时间下材料疲劳寿命测试数据同预测结果的比较。从图中可以看出,预测和试验结果基本吻合。与 $R=0.06$ 下的预测相比, $R=0.50$ 下的预测与试验数据吻合得更好。对比其他相关研究的结果^[2,4-5],可以看出使用基于小裂纹理论的 FASTRAN 软件方法预测含预腐蚀损伤材料疲劳寿命,相比使用其他仅基于长裂纹扩展分析的软件,如 AFGROW 等,进行预测,其效果没有明显改善。这可能一方面是因为较大尺寸的预腐蚀坑导致了较大尺寸的初始裂纹,其小裂纹效应不明显,因此,使用基于小裂纹理论的 FASTRAN 方法优势不明显。另一方面,采用半圆的当量初始缺陷假设可能也降低了 FASTRAN 方法的预测精度。



(a) Specimen after 120 h pre-corrosion



(b) Specimen after 240 h pre-corrosion

图 16 不同预腐蚀试样疲劳寿命测试和预测结果的比较

Fig. 16 Comparisons between tested and predicted fatigue lives for the pre-corroded specimens with different immersion times

4 结论

针对 2024-T62 航空铝合金,通过试验、分析和基于断裂力学的寿命预测,较系统地研究了腐蚀预损伤对于材料疲劳与断裂性能的影响及定量预测技术。获得了如下主要结果:

(1) 腐蚀坑尺寸随着腐蚀时间的增加而增大,腐蚀坑平均深度及平均表面积随腐蚀浸泡时间的发展规律可用不同的幂函数描述。

(2) 腐蚀预损伤对于材料疲劳 S-N 曲线有明显的影 响,随着预腐蚀时间(损伤程度)的增加,材料疲劳性能明显下降。

(3) 腐蚀预损伤对于材料的小裂纹扩展行为、长裂纹扩展行为及物理小裂纹疲劳近门槛值扩展行为均没有明显影响。

(4) 腐蚀预损伤对材料疲劳性能的影响主要体现在明显影响疲劳裂纹萌生位置和裂纹萌生寿命。对于未预腐蚀材料,疲劳小裂纹均从材料的夹杂处自然萌生。裂纹($a < 25 \mu\text{m}$)的萌生寿命小于 20% 的疲劳全寿命。而对于含预腐蚀损伤材料,疲劳小裂纹均从腐蚀坑处萌生,裂纹($a \leq 60 \mu\text{m}$)萌生寿命小于 25% 的疲劳全寿命。

(5) 基于断裂力学的商业软件 FASTRAN3.9 可用于定量预测腐蚀预损伤对材料疲劳 S-N 曲线的影响。特别地,当材料含有较大尺

寸的腐蚀预损伤时,对其进行寿命预测,可以不考虑小裂纹效应的复杂影响。

致 谢

论文研究中得到了特种飞机研究所王浩伟副总师、任三元主任、孙玉祥研究员、曹定国研究员等的大力帮助。腐蚀浸泡试验在北京航空航天大学材料科学与工程学院朱立群教授等帮助下完成。在此致以衷心的感谢!

参 考 文 献

- [1] Medved J J, Breton M, Iring P E. Corrosion pit size distributions and fatigue lives—a study of the EIFS technique for fatigue design in the presence of corrosion[J]. *International Journal of Fatigue*, 2004, 26(1): 71-80.
- [2] DuQuesnay D L, Underhill P R, Britt H J. Fatigue crack growth from corrosion damage in 7075-T6511 aluminum alloy under aircraft loading[J]. *International Journal of Fatigue*, 2003, 25(5): 371-377.
- [3] Rokhlin S I, Kim J Y, Nagy H, et al. Effect of pitting corrosion on fatigue crack initiation and fatigue life[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 1999, 62(4): 425-444.
- [4] Gruenberg K M, Craig B A, Hillberry B M, et al. Predicting fatigue life of pre-corroded 2024-T3 aluminum[J]. *International Journal of Fatigue*, 2004, 26(7): 629-640.
- [5] Sankaran K K, Perez R, Jata K V. Effect of pitting corrosion on the fatigue behavior of aluminum alloy 7075-T6; modeling and experimental studies[J]. *Materials Science and Engineering, A*, 2001, 297(1/2): 223-229.
- [6] Bray G H, Bucci R J, Covin E L, et al. Effects of prior corrosion on the S/N fatigue performance of aluminum alloys 2024-T3 and 2524-T3[C]//Effects of Environment on the Initiation of Crack Growth, ASTM STR 1298. Philadelphia: ASTM, 1997.
- [7] 张有宏, 吕国志, 陈跃良. LY12-CZ 铝合金预腐蚀及疲劳损伤研究[J]. *航空学报*, 2005, 26(6): 779-782.
Zhang Youhong, Lu Guozhi, Chen Yueliang. Predicting fatigue life from pre-corroded LY12-CZ aluminum alloy test[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2005, 26(6): 779-782. (in Chinese)
- [8] 陈群志, 刘文斑. 腐蚀环境下飞机结构日历寿命研究现状与关键技术问题[J]. *中国安全科学学报*, 2000, 10(3): 42-47.
Chen Qunzhi, Liu Wenting. Current status and key techniques of calendar life of aircraft structure under corrosive environment[J]. *China Safety Science Journal*, 2000, 10(3): 42-47. (in Chinese)
- [9] 刘文斑, 李玉海. 飞机结构日历寿命体系评定技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.
- [10] Liu Wenting, Li Yuhai. Assessment technology of calendar life system for aircraft structures[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004. (in Chinese)
- [11] Wu X R, Newman J C, Zhao W, et al. Small crack growth and fatigue life predictions for high-strength aluminum alloys: Part I—experimental and fracture mechanics analysis[J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Material & Structure*, 1998, 21(11): 1289-1306.
- [12] Newman J C, Wu X R, Swain M H, et al. Small crack growth and fatigue life predictions for high-strength aluminum alloys: Part II—crack closure and fatigue analyses[J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Material & Structure*, 2000, 23(1): 59-72.
- [13] Liu J Z, Wu X R, Ding C F, et al. Small crack growth behavior and life prediction of 7075-T73 forged aluminum alloy[C]//Wu X R, Wang Z G. Proceedings of the Seventh International Fatigue Congress. Beijing: HEP & EMAS, 1999.
- [14] Liu J Z, Wu X R, Ding C F, et al. Crack growth behavior and fatigue life prediction based on worst-case near-threshold data of large crack for 9310 steel[J]. *Fatigue Fracture Engineering Material & Structure*, 2002, 25(5): 467-480.
- [15] 吴学仁, 刘建中. 基于小裂纹理论的航空材料疲劳全寿命预测[J]. *航空学报*, 2006, 27(2): 219-226.
Wu Xueren, Liu Jianzhong. Total fatigue life prediction for aeronautical materials based on small crack theory[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2006, 27(2): 219-226. (in Chinese)
- [16] 丁传富, 刘建中, 吴学仁, 等. HB7705—2001 金属材料疲劳小裂纹扩展速率试验方法[S]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
Ding Chuanfu, Liu Jianzhong, Wu Xueren, et al. HB7705—2001 testing method for fatigue small crack growth rate of metallic materials[S]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [17] 王利发, 刘建中, 丁传富, 等. 使用恒 K_{max} 方法测试物理小裂纹门槛值研究[J]. *机械强度*, 2004, 26(Sup.): 15-17.
Wang Lifa, Liu Jianzhong, Ding Chuanfu, et al. Study on physically small crack growth threshold testing using constant K_{max} method[J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2004, 26(Sup.): 15-17. (in Chinese)
- [18] Herman W A, Hertzberg R W, Jaccard R. A simplified laboratory approach for the prediction of short crack behavior in engineering structures[J]. *Fatigue Fracture Engineering Material & Structure*, 1988, 11(4): 303-329.
- [19] ASTM E647—95a Standard test method for measurement of fatigue crack growth rates[S]. USA: ASTM International, 1995.

ternational, 1995.

作者简介:

刘建中(1967—) 男,博士,研究员,博士生导师。主要研究方

向:材料力学行为,疲劳与断裂力学,材料与结构的疲劳可靠性、耐久性与损伤容限行为测试和评价。

Tel: 010-62496701

E-mail: jianzhongliu09@sina.com

Fatigue and Crack Growth Behavior of Pre-corroded Aluminum Alloy 2024-T62 and Its Life Prediction Based on Fracture Mechanics

LIU Jianzhong^{*}, CHEN Bo, YE Xubin, HU Benrun, DING Chuanfu

Beijing Institute of Aeronautical Materials, Aviation Industry Corporation of China, Beijing 100095, China

Abstract: This article reports an experimental study on the effect of pre-corrosive pit damage on the fatigue $S-N$ curve, initiation behavior of small crack, the growth behavior of small and large cracks, and the threshold growth behavior of small physical cracks of an aluminum alloy sheet 2024-T62. The results show that an obvious effect of the pre-corrosive pit damage is found on the fatigue $S-N$ curve and the initiation behavior of small cracks. However, the effect of the pre-corrosive pit damage is not apparent on the growth behavior of both small and large cracks and the threshold growth behavior of small physical cracks. By assuming a pre-corrosive pit as an initiating surface small crack, and based on fracture mechanics, the fatigue $S-N$ curves of the corroded aluminum alloy with different prior corrosions are predicted by using the commercial software FASTER3.9. The predictions are found to agree reasonably well with test results. In particular, it is found that the complex small crack effect can be neglected while predicting the aluminum alloy corroded with a big pre-corrosive pit damage.

Key words: pre-corrosive damage; fatigue; small crack behavior; large crack growth; life prediction; aluminum alloy

Received: 2010-04-16; Revised: 2010-05-31; Accepted: 2010-07-14; Published online: 2010-11-11 09:09

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20101111.0909.007.html DOI: CNKI:11-1929/V.20101111.0909.007

* Corresponding author. Tel.: 010-62496701 E-mail: jianzhongliu09@sina.com