

文章编号:1000-6893(2007)02-0332-04

铝合金结构腐蚀疲劳裂纹扩展与剩余强度研究

张有宏¹, 吕国志¹, 李 仲^{1,2}, 陈跃良³, 任克亮¹

(1. 西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

(2. 中国飞机强度研究所, 陕西 西安 710065)

(3. 海军航空工程学院 青岛分院, 山东 青岛 266041)

Investigation on Corrosion Fatigue Crack Growth and Residual Strength of Aluminum Alloy Structure

ZHANG You-hong¹, LU Guo-zhi¹, LI Zhong^{1,2}, CHEN Yue-liang³, REN Ke-liang¹

(1. School of Aeronautics, Northwest Polytechnical University, Xi an 710072, China)

(2. Aircraft Strength Research Institute of China, Xi an 710065, China)

(3. Qingdao Branch, Naval Aeronautical Engineering Academy, Qingdao 266041, China)

摘要: 在 3.5%NaCl 腐蚀溶液环境下对含中心孔 LY12 CZ 铝合金紧固件的疲劳裂纹扩展进行了试验研究,得到 3 种不同频率下紧固件的腐蚀疲劳裂纹扩展曲线。试验结果说明,随着频率的增加,腐蚀疲劳裂纹扩展速率逐渐降低,腐蚀溶液中疲劳裂纹扩展速率比在空气中大。以试验数据为基础,结合裂纹扩展分析软件 AFGROW,提出一种可以用数值方法模拟腐蚀疲劳裂纹扩展的方法,模拟结果和试验结果符合较好。对紧固孔试验件利用 2 种失效模式进行了剩余强度分析,得到腐蚀环境下紧固孔结构的剩余强度曲线。

关键词: 铝合金; 腐蚀疲劳; 剩余强度; 裂纹扩展; 加载频率

中图分类号: V215.2; V216.5 **文献标识码:** A

Abstract: The fatigue crack propagation behavior of LY12 CZ aluminum alloy fastener involving center hole in 3.5%NaCl solution is investigated. The corrosion fatigue crack growth curves of the specimens at three different frequencies are presented. Experimental research shows that the corrosion fatigue crack growth rate decreases with the increasing of the loading frequencies, and in corrosive environment, the crack growth rate is larger than the rate in air. Based on the experiment results, using the AFGROW software, the numerical simulation method is carried out to analyze the corrosion fatigue crack growth behavior; and the predicted results are in good agreement with the experimental results. Finally, the residual strength analysis of the specimen using two failure modes separately is carried out, and the residual strength curve of fastener structure in corrosive environment is obtained.

Key words: aluminum alloy; corrosion fatigue; residual strength; crack growth; loading frequency

在沿海地区服役的老龄飞机,机体结构腐蚀相当严重。腐蚀和疲劳载荷的共同作用严重降低了机体结构寿命和剩余强度,给飞机结构安全性带来了严重的挑战。在腐蚀环境下疲劳裂纹更易于产生且扩展速率比空气中更快,使得机体结构往往提前失效断裂。但是腐蚀对疲劳寿命和结构安全性的影响尚未完全理解,对机体材料的腐蚀疲劳试验开展得还很少,深入研究腐蚀环境下机体结构的寿命评估问题,成为一个紧迫的任务。在机体结构中,存在大量的通孔紧固件,在沿海腐蚀环境下紧固件处是发生腐蚀损伤的主要位置之一,给整个机体结构带来一定的安全隐患。为此,本文进行了紧固孔的腐蚀疲劳裂纹扩展试验,并利用数值方法对紧固件结构的腐蚀疲劳问题进行

了模拟,为腐蚀环境下服役机体结构的安全性评估提供一定的参考。

1 试验及方法

试验件采用含中心孔的 LY12 CZ 铝合金平板结构。试验件尺寸为 300 mm × 70 mm × 3 mm,中心孔直径为 2 mm,在中心孔边垂直于加载方向预制两条对称的切口,长度均为 1 mm。

在对试验件进行疲劳试验的时候,在试验件夹持处布置自制的透明塑料溶液槽,使其中盛放的 3.5%NaCl 溶液对试验件产生腐蚀作用,进行试验件的腐蚀疲劳研究。在试验进行过程中,用高倍显微镜测量裂纹长度,直到试验件断裂为止,并记录相应的循环数。利用七点拟合法得到裂纹的扩展速率。

疲劳试验在室温条件下进行,对试验件采用

轴向等幅加载方式, 波形为正弦波, 分别在 3 种频率下进行: 0.2, 1.0 和 5.0 Hz。疲劳载荷比为 0.06, 最大加载应力为 119 MPa。并且做了加载频率为 5 Hz 时实验室空气环境中 和 3.5% NaCl 腐蚀溶液中的对比试验。对测量得到的数据进行 分析处理, 拟合出 Paris 公式 (1) 中的 2 个待定参 数 C 和 n , 不同试验条件下的 C 和 n 的值列于表 1。

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

表 1 参数 C 和 n

Table 1 Material properties: C and n

参数	3.5% NaCl			空气
	1.0 Hz	0.2 Hz	5.0 Hz	5.0 Hz
$C \cdot 10^{-10}$	1.609	1.513	2.347	2.184
n	2.874	2.895	2.721	2.729

2 频率对腐蚀疲劳裂纹扩展的影响

图 1 给出了 3 种加载频率下腐蚀疲劳裂纹扩展曲线。由图中可以看出, 频率对腐蚀疲劳裂纹扩展速率有一定的影响, 低的加载频率导致较高的裂纹扩展速率。加载频率从 0.2 Hz 变化到 1 Hz 时候, 腐蚀疲劳裂纹扩展速率降低很快, 但是从 1 Hz 到 5 Hz, 降低程度不是很大。为了更清晰的理解频率 (用 f 表示) 对腐蚀疲劳裂纹扩展速率的影响, 利用

$$K_{max} = \frac{K}{1 - R} \quad (2)$$

$$\frac{da}{dt} = f \frac{da}{dN} \quad (3)$$

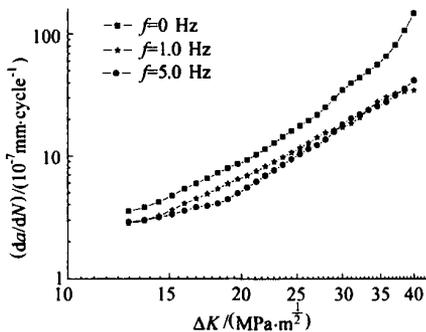


图 1 3 种频率下腐蚀疲劳裂纹扩展曲线

Fig. 1 Comparison of corrosion fatigue crack growth rates at three loading frequencies

可以得到不同加载频率下 $da/dt - K_{max}$ 曲线, 如图 2 所示。图 3 给出了加载频率为 5.0 Hz 时候空气和腐蚀溶液中疲劳裂纹扩展对比曲线, 可以看出, 3.5% NaCl 腐蚀溶液中的疲劳裂纹扩展速率大于空气中, 但是相差较小, 这可能是由于腐

蚀疲劳过程进行时间太短, 从而造成在试验过程中, 腐蚀作用对疲劳过程的贡献不大。

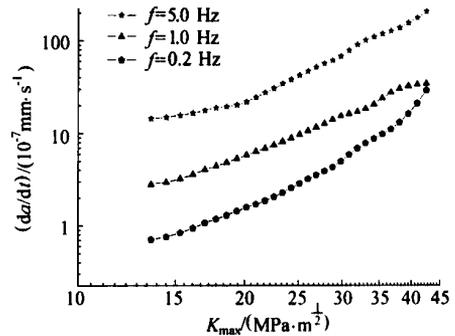


图 2 3 种频率下裂纹扩展速率曲线

Fig. 2 Comparison of crack growth rates at three loading frequencies

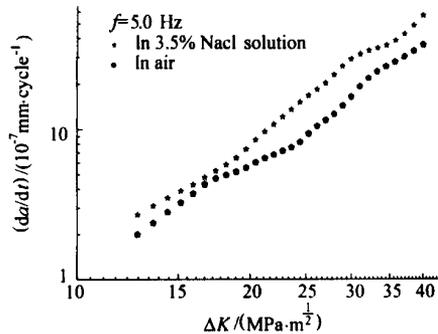


图 3 腐蚀液和空气中裂纹扩展速率对比图

Fig. 3 Comparison of crack growth rates in air and 3.5% NaCl solution

关于频率对腐蚀疲劳裂纹扩展的影响, 很多学者对此开展过研究。基本的共识是: 加载频率降低, 腐蚀疲劳裂纹扩展加速。文献 [1] 推荐 da/dN 和 K 与频率成负指数关系 ($q < 0$)。

$$d a / d N = f^q \cdot C \cdot K^n \quad (4)$$

虽然扩展速率会随频率的降低而增大, 但是在极低频率下影响反而不明显。文献 [2] 提到裂纹扩展速率曲线中会存在一个平台区, 而且对不同的合金和腐蚀环境, 腐蚀疲劳裂纹扩展行为是有很大的差异的。频率对裂纹扩展速率的原因可以从电化学反应角度和断裂力学角度进行如下解释: 在加载时候, 较低的频率导致裂纹尖局部新鲜表面上金属的快速溶解, 会使腐蚀疲劳裂纹扩展速率加快, 在腐蚀环境下, 裂纹尖端会存在钝化膜, 在低频疲劳载荷下, 钝化膜破裂, 从而会使裂纹尖端的新鲜材料更长时间的暴露于腐蚀液中, 从而使得材料加速溶解, 裂纹扩展更易进行。韩恩厚^[3]从 Dugdale 裂纹闭合模型出发, 推导出裂纹尖端的动态应变速率与加载频率成正比, 从理论角度对频率对腐蚀频率裂纹扩展的影响进行了论述。

腐蚀环境、材料内部构成、频率以及外加载荷情况强烈地影响着腐蚀疲劳裂纹扩展速率,因此不同合金在不同环境下的试验需要继续深入开展。

3 数值模拟和试验结果的对比分析

(1) 腐蚀疲劳裂纹扩展模拟

以实验室条件下实际测量的腐蚀疲劳裂纹扩展情况为基础,利用 AFGROW^[4] 软件对腐蚀疲劳裂纹进行了模拟分析。由于 AFGROW 并不能直接模拟腐蚀疲劳裂纹扩展,因此需要进行一些等效转换。将腐蚀的影响转化为加载应力的影响,文献[5]指出此种方法的可行性。利用表1中加载频率为 5.0 Hz 时空气和 3.5%NaCl 溶液 Paris 公式

$$\frac{da}{dN} = 2.184 \times 10^{-10} (K)^{2.729} \quad (\text{空气中}) \quad (5)$$

$$\frac{da}{dN} = 2.347 \times 10^{-10} (K)^{2.721} \quad (3.5\% \text{NaCl})$$

(6)

给定一个裂纹扩展速率,即可求出空气和腐蚀溶液中裂纹扩展的 K 比值,由于 K 和外加载荷成正比,此比值就是将腐蚀溶液中裂纹扩展等效为空气中裂纹扩展时候的转换因子,将此因子输入 AFGROW 载荷谱中,即可等效地模拟腐蚀疲劳裂纹扩展行为。在 5.0 Hz 加载频率下,可求得增大因子为 1.02,因此在进行腐蚀疲劳裂纹扩展模拟的时候,应该输入最大加载应力为 $119 \text{ MPa} \times 1.02 = 121.38 \text{ MPa}$ 。图4给出利用 AFGROW 模拟的腐蚀疲劳裂纹扩展与试验值的对比情况。

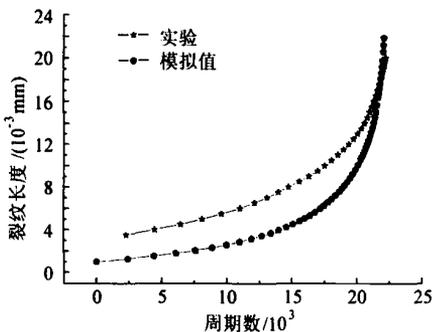


图4 腐蚀疲劳裂纹扩展模拟与试验值对比

Fig. 4 Comparison between the experiment and the predicted results for corrosion fatigue crack growth

(2) 剩余强度分析

对试验用的 LY12 CZ 紧固孔试验件,利用 AFGROW 进行了结构剩余强度的模拟分析。在施加载荷谱的时候,设置最大加载应力 $119 \text{ MPa} \times 1.02 = 121.38 \text{ MPa}$ 以模拟腐蚀影响。这里利用

2种失效模式来求解剩余强度:一种是断裂准则(fracture criterion);一种是净截面屈服准则(net section yield criterion)。

断裂准则

$$\sigma_{\text{allow}} = \frac{K_{\text{crit}}}{\sqrt{a}} \quad (7)$$

$$K_{\text{crit}} = K_{\text{IC}} + \left(\frac{6-i}{4} \right) (K_C - K_{\text{IC}}) \quad (8)$$

式中: σ_{allow} 为最大许用应力; a 为预制裂纹长度; a 为裂纹形状校正因子; i 为应力状态系数; K_C 和 K_{IC} 分别为平面应力断裂韧性和平面应变断裂韧性。应力状态系数为

$$i = 6.7037 - \frac{1.4972}{t} \left(\frac{K_{\text{max}}}{s} \right) \quad (9)$$

式中: t 为厚度; s 为屈服强度。当应力状态系数大于6时,取为6,当小于2时,取为2。

净截面屈服准则

$$\sigma_y = \frac{(W - D - a - r)}{W} \cdot s \quad (10)$$

式中: σ_y 为净截面强度; W 为试验件宽度; D 为通孔直径; r 为塑性区尺寸。

$$r = \left(\frac{K_{\text{max}}}{s} \right)^2 \left(\frac{1}{i} \right) \quad (11)$$

$$K_{\text{max}} = \sigma_y \cdot \sqrt{a} \quad (12)$$

对试验件进行裂纹扩展模拟分析,得到一系列的裂纹长度和对应的裂纹形状校正因子数值,见表2。分别利用上述2种计算准则进行分析,结构件最终的剩余强度数值取这2组计算结果(最大许用应力值和净截面强度值)中较小的值,作为结构件最终的剩余强度,得到如图5所示的剩余强度曲线。

表2 裂纹长度及对应的校正因子

Table 2 The crack lengths and the correlative Beta factors

序号	a/ mm	β	序号	a/ mm	β
1	0.001 00	1.454	16	0.009 84	1.117
2	0.001 52	1.301	17	0.010 51	1.123
3	0.002 03	1.232	18	0.011 14	1.127
4	0.002 56	1.186	19	0.011 69	1.136
5	0.003 09	1.156	20	0.012 30	1.142
6	0.003 60	1.140	21	0.012 98	1.149
7	0.004 13	1.128	22	0.013 74	1.167
8	0.004 66	1.121	23	0.014 62	1.183
9	0.005 22	1.114	24	0.015 36	1.193
10	0.005 79	1.110	25	0.015 91	1.205
11	0.006 36	1.106	26	0.016 52	1.219
12	0.006 90	1.105	27	0.017 18	1.235
13	0.008 08	1.106	28	0.017 93	1.255
14	0.008 72	1.109	29	0.018 77	1.279
15	0.009 25	1.113	30	0.020 90	1.378

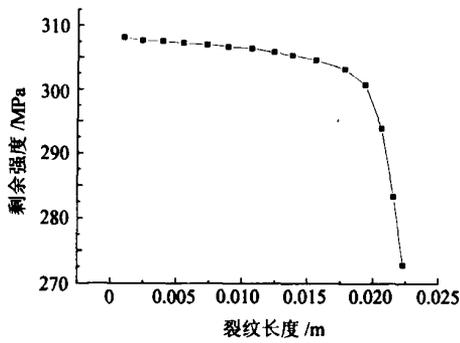


图 5 紧固孔试验件剩余强度曲线

Fig. 5 Residual strength curve of the fastener hole specimen

4 结 论

(1) 频率越低,腐蚀疲劳裂纹扩展速率越大。腐蚀液中的疲劳裂纹扩展速率大于空气中的扩展速率,但是由于腐蚀作用时间太短,因此腐蚀作用的影响并不是非常显著。

(2) 通过合理的等效处理,利用 AFGROW 软件模拟了腐蚀疲劳裂纹扩展行为,和试验结果比较吻合。利用 2 种计算准则对紧固孔试验件进行了剩余强度计算,给出计算此类型结构件剩余强度的方法,方便工程应用。

致 谢

本文得到黄玉珊先生基金部分资助,特此感谢

参 考 文 献

- [1] Atkinson J D, Yu J, Chen Z Y, et al. Modeling of corrosion fatigue crack growth plateaux for RPV steels in high temperature water [J]. Nuclear Engineering and Design, 1998, 184: 13-25.
- [2] Congleton J, Charles E A. Review on effect of cyclic loading on environmental assisted cracking of alloy 600 in typical nuclear coolant waters [J]. Corrosion Science, 2001, 43: 2265-2279.
- [3] 韩恩厚. 腐蚀疲劳裂纹扩展规律与机理[D]. 东北工学院, 1990.
Han E H. The laws and mechanisms of aqueous corrosion fatigue crack growth [D]. Northeast University of Technology, 1990. (in Chinese)
- [4] Harter J A. AFGROW users guide and technical manual [Z]. AFRL-VA-WP-TR-2002, 2002.
- [5] Bellinger N C, Komorowski J P, Benak T J. Residual life predictions of corroded fuselage lap joints [J]. International Journal of Fatigue, 2001, 23(1): S349-S356.

作者简介:



张有宏(1979 -) 男,博士研究生。主要研究方向:老龄飞机腐蚀损伤容限与有限元分析。

E-mail: zyhnpu@hotmail.com.

(责任编辑:李铁柏)