

腐蚀条件下 LD2 航空铝合金裂纹扩展规律研究

穆志韬^{1,*}, 陈定海^{1,2}, 朱做涛², 丁文勇¹, 田述栋²

1. 海军航空工程学院 青岛校区, 山东 青岛 266041

2. 中国人民解放军 91049 部队, 山东 青岛 266102

摘要: 腐蚀损伤会加速飞机结构的疲劳裂纹扩展, 缩短飞机疲劳寿命。以 LD2 航空铝合金材料为研究对象, 通过在实验室内模拟飞机服役环境进行加速腐蚀试验, 得到不同腐蚀时间下的试验件, 并在 MTS-810 疲劳机上对不同腐蚀时间下的试验件进行疲劳试验, 得到不同腐蚀年限下的疲劳断口形貌。通过断口判读分析, 得到不同腐蚀年限下的裂纹扩展数据 (a, N) 。从不同腐蚀时间下的裂纹扩展数据研究分析, 得到裂纹长度与循环次数符合指数函数的形式, 即裂纹扩展速率与裂纹长度成正比, 其斜率依赖于腐蚀损伤与疲劳载荷两个因素, 而且在同一应力水平下, 其斜率与腐蚀时间呈线性关系, 并且其截距与应力水平也呈线性关系。

关键词: 铝合金; 腐蚀损伤; 疲劳断口; 裂纹长度; 疲劳裂纹

中图分类号: V216.3; V216.5⁺7

文献标识码: A

文章编号: 1000-6893(2013)03-0574-06

飞机结构上大量使用的铝合金材料对腐蚀介质是十分敏感的, 腐蚀与疲劳载荷的协同作用导致的腐蚀疲劳问题直接影响着飞机结构的完整性和使用安全性^[1]。飞机结构分解检查和预腐蚀疲劳试验结果表明: 疲劳裂纹萌生于腐蚀坑, 结构表面出现的腐蚀坑缺口与结构疲劳寿命下降有密切的关系^[2]。中国海军飞机大都服役在沿海机场, 尤其近年来, 随着中国海军飞机遂行训练任务的加剧和多样化, 海军飞机腐蚀呈现加剧的趋势, 因此有必要对腐蚀条件下飞机寿命评定进行分析研究。

近几十年来, 国内外对老龄飞机问题引起广泛关注, 并对腐蚀损伤以及腐蚀后疲劳等问题进行了广泛而深入的研究。文献^[3]和文献^[4]表明, 预腐蚀下铝合金的裂纹萌生寿命大大缩短, 而裂纹的扩展寿命是材料疲劳寿命的主要部分。文献^[5]和文献^[6]将预腐蚀损伤的腐蚀坑等效成初

始疲劳裂纹, 再利用裂纹扩展分析软件 AF-GROW 和 FASTRAN 等进行了含腐蚀损伤的疲劳寿命预测。本文对航空铝合金材料 LD2 试验件在结合机场环境谱编制的实验室加速腐蚀试验谱下进行日历预腐蚀试验, 再对预腐蚀试验件进行疲劳试验, 对从疲劳断口分析得到的裂纹扩展数据进行研究分析, 得到裂纹扩展速率与裂纹长度、预腐蚀损伤等因素之间的关系。

1 加速腐蚀试验

1.1 试验件的制备

以航空铝合金材料 LD2 为研究对象, 该铝合金属于 Al-Mg-Si-Cu 系, 具有中等强度以及良好的塑性。试验件加工成如图 1 所示的形状, 尺寸如图 2 所示, 并对其表面进行阳极化处理。

收稿日期: 2012-03-30; 退修日期: 2012-05-28; 录用日期: 2012-10-18; 网络出版时间: 2012-12-06 09:39

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20121206.0939.004.html

基金项目: 部级项目

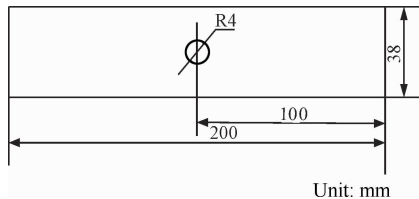
* 通讯作者. Tel.: 0532-51833626 E-mail: mzt63@163.com

引用格式: Mu Z T, Chen D H, Zhu Z T, et al. Fatigue crack growth behavior of aerospace aluminum alloy LD2 under corrosion. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(3): 574-579. 穆志韬, 陈定海, 朱做涛, 等. 腐蚀条件下 LD2 航空铝合金裂纹扩展规律研究. 航空学报, 2013, 34(3): 574-579.



图 1 试验件形状

Fig. 1 Shape of test sample

图 2 试件外形尺寸(厚度 $t=4$ mm)Fig. 2 Test sample dimensions (thickness $t=4$ mm)

1.2 加速腐蚀试验

加速腐蚀试验在 ZJF-45G 周期浸润试验箱(见图 3)中进行。按照海南某机场十年环境数据为基础,通过统计和折算来编制地面停放环境谱,并按照地面停放环境谱编制的加速腐蚀试验谱进行^[7-8],其当量加速试验环境谱如图 4 所示,其中浸泡时间为 4.8 min,烘烤时间为 12 min,加速腐蚀 348 个循环相当于外场腐蚀一年。

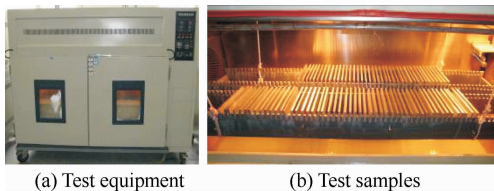


图 3 试验设备及试验件照片

Fig. 3 Photos of test equipment and test samples

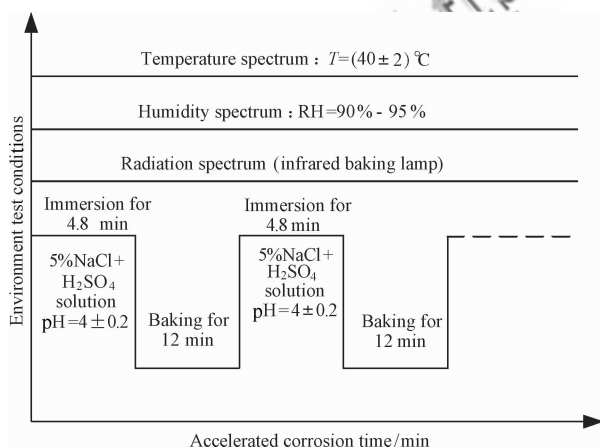


图 4 当量加速试验环境谱

Fig. 4 Spectrum of equivalent accelerated test

1.3 疲劳试验

对加速腐蚀后的试验件,在 MTS-810 疲劳试验机上进行疲劳试验,不同日历腐蚀年限下的试验件疲劳断口放大图(20 倍)如图 5 所示。

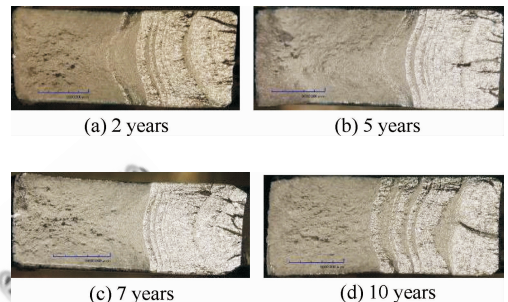


图 5 不同腐蚀年限下的疲劳断面图

Fig. 5 Fatigue rupture morphologies under different corrosion years

2 裂纹扩展寿命测量

对不同腐蚀时间下的试验件,分别进行两个应力水平下的疲劳试验(腐蚀 2、5、7、10 年的第 1、4 组试验件应力水平 σ 为 115 MPa,7 年和 10 年的 2、3 组试验件应力水平 σ 为 125 MPa,应力比 $R=0.1$),并依据断口判读^[9],对不同腐蚀年限下的裂纹扩展长度(a, N)数据进行测量,测量结果如表 1 所示,其中: a 为裂纹长度; N 为循环次数。

对不同腐蚀时间下的(a, N)数据进行拟合,如图 6 所示。

表 1 不同腐蚀年限下的(a, N)数据Table 1 (a, N) data with different corrosion years

Equivalent corrosion 2 years							
No. 1		No. 2		No. 3		No. 4	
a/mm	$N/cycle$	a/mm	$N/cycle$	a/mm	$N/cycle$	a/mm	$N/cycle$
0.267	235 750	0.243	165 025	0.312	212 175	0.248	165 025
0.424	259 325	0.363	188 600	0.433	235 750	0.351	188 600
0.651	282 900	0.482	212 175	0.587	259 325	0.483	212 175
0.862	306 475	0.606	235 750	0.832	282 900	0.680	235 750
1.143	330 050	0.796	259 325	1.210	306 475	0.905	259 325
		1.087	282 900			1.265	282 900
		1.684	306 475				

Continued

Equivalent corrosion 5 years

No. 1		No. 2		No. 3		No. 4	
a/mm	N/cycle	a/mm	N/cycle	a/mm	N/cycle	a/mm	N/cycle
0.373	188 600	0.354	165 025	0.360	165 025	0.276	212 175
0.602	212 175	0.507	188 600	0.527	188 600	0.426	235 750
0.815	235 750	0.712	212 175	0.732	212 175	0.678	259 325
1.038	259 325	1.013	235 750	0.986	235 750	0.998	282 900
1.495	282 900			1.402	259 325	1.351	306 475

Equivalent corrosion 7 years

No. 1		No. 2		No. 3		No. 4	
a/mm	N/cycle	a/mm	N/cycle	a/mm	N/cycle	a/mm	N/cycle
0.389	188 600	0.352	165 025	0.378	165 025	0.310	188 600
0.549	212 175	0.483	188 600	0.539	188 600	0.458	212 175
0.768	235 750	0.707	212 175	0.778	212 175	0.636	235 750
1.163	259 325	1.019	235 750	1.207	235 750	0.862	259 325
		1.516	259 325			1.281	282 900

Equivalent corrosion 10 years

No. 1		No. 2		No. 3		No. 4	
a/mm	N/cycle	a/mm	N/cycle	a/mm	N/cycle	a/mm	N/cycle
0.301	165 025	0.335	165 025	0.322	165 025	0.364	144 450
0.436	188 600	0.479	188 600	0.443	188 600	0.521	165 025
0.647	212 175	0.69	212 175	0.624	212 175	0.803	188 600
1.003	235 750	1.078	235 750	0.925	235 750	1.238	212 175
1.426	259 325	1.483	259 325	1.286	259 325		

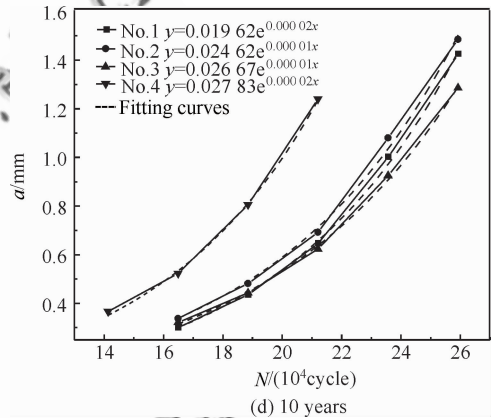
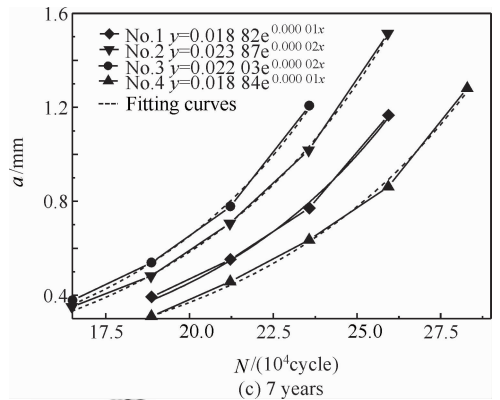


图6 不同腐蚀年限下的(a, N)数据拟合曲线
Fig. 6 Fitting curves of (a, N) data with different corrosion years

从图6可以得到, 裂纹长度与循环次数符合指数函数的形式, 且不同应力水平下的k值不同, 即

$$a = a_i e^{kN} \quad (1)$$

式中: a_i 和 k 为常数。

对式(1)两边取对数, 可得:

$$\frac{da}{dN} = a_i k e^{kN} = ka \quad (2)$$

式(2)所示的规律最初发现时适用于钢铁材料^[10-12]。

3 腐蚀条件下铝合金裂纹扩展寿命分析

文献[13]~文献[15]中认为k值依赖于腐蚀损伤与疲劳载荷两个因素, 本文对4个腐蚀年限0, 7, 15, 19年的试验件分别进行220, 240, 250 MPa的3个应力水平的疲劳试验。不同应力水平和腐蚀年限下的k值如表2所示。

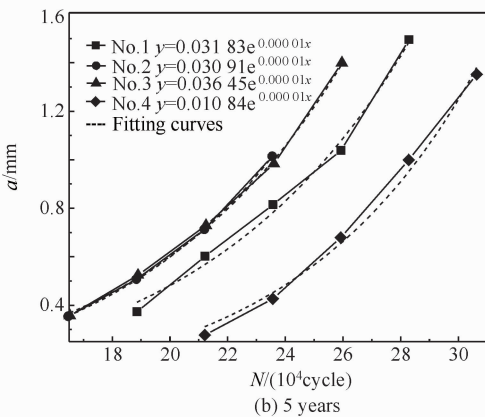
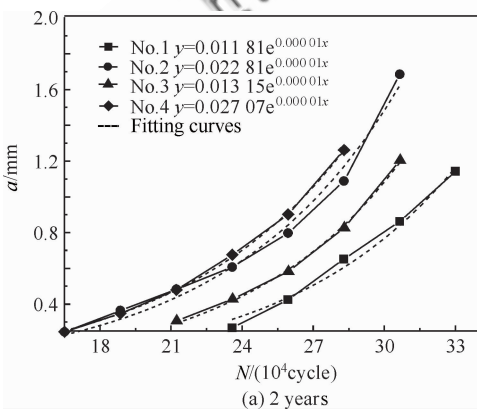


表 2 不同应力水平和腐蚀年限下的 k 值Table 2 k values under different stress levels and corrosion years

Stress level/MPa	$k/10^{-4}$			
	0 year	7 years	15 years	19 years
220	2.404	4.511	6.882	8.104
240	4.273	6.308	9.157	11.204
250	4.973	7.207	10.101	11.403

不同应力水平、不同腐蚀时间下的 k 值拟合曲线如图 7 所示。

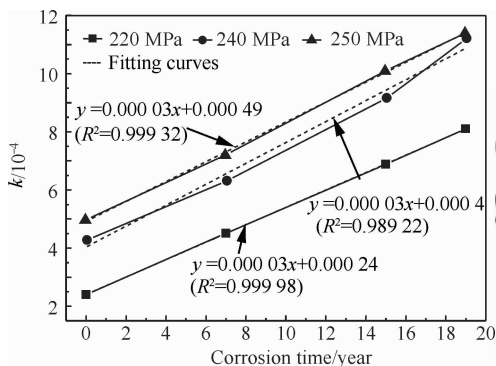


图 7 不同应力水平、腐蚀时间下的 k 值拟合曲线
Fig. 7 Fitting curves of k vs corrosion years under different stress levels

从图 7 可以看出,对于航空铝合金材料 LD2 来说,同一应力水平下的 k 值与腐蚀时间呈线性关系,且不同应力水平下的 k 值斜率相同,都等于 0.000 03,因此,同一应力水平、不同腐蚀年限下的裂纹扩展速率表达式可以变为

$$\frac{da}{dN} = (0.000\ 03T + b)a \quad (3)$$

式中: b 为截距(与应力 σ 有关的常数); T 为腐蚀时间,单位为年。

对于常数 b 来说,不同的应力水平对应不同的常数 b ,对表 2 试验数据拟合得到不同应力水平下的截距 b 如表 3 所示。

表 3 不同应力水平下的截距

Table 3 Intercept under different stress levels

Stress/MPa	220	240	250
Intercept/ 10^{-4}	2.404	4.273	4.973

不同应力水平下的截距 b 如图 8 所示。

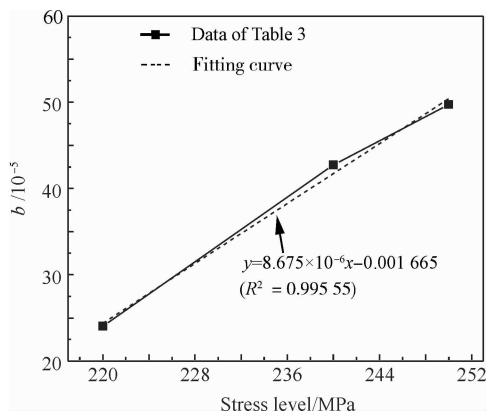


图 8 不同应力水平下的截距 b 拟合曲线
Fig. 8 Fitting curve of intercept b vs stress level

从图 8 可以看出,应力水平 σ 与截距 b 呈线性关系,其关系式为

$$b = 8.675 \times 10^{-6}\sigma - 1.665 \times 10^{-3} \quad (4)$$

将式(4)代入式(3),可以得到不同腐蚀年限下的裂纹扩展寿命为

$$\frac{da}{dN} = (0.000\ 03T + 8.675 \times 10^{-6}\sigma - 1.665 \times 10^{-3})a \quad (5)$$

分别对应力水平为 220 MPa、腐蚀 7 年和 15 年时不同裂纹长度下的裂纹扩展速率进行测量,其结果如图 9 所示。

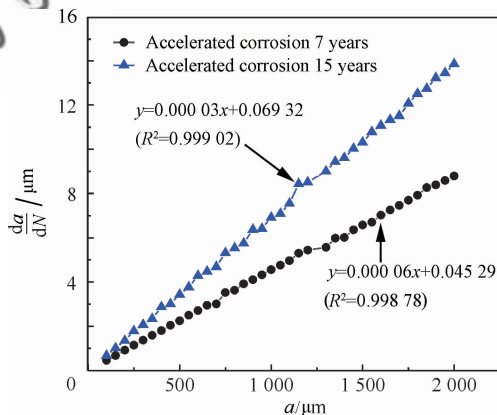


图 9 不同腐蚀年限(7 年和 15 年)下裂纹长度与扩展速率试验图(应力水平为 220 MPa)

Fig. 9 Crack length and growth rate at 220 MPa of different corrosion years (7 years and 15 years)

对比图 9 及式(5)可以发现,两者比较吻合,因此可以说明该结论可靠。

对式(5)两端积分,得到不同应力水平及不同

腐蚀年限下的裂纹扩展寿命,如式(6)所示。

$$N = N_0 + \frac{\ln a - \ln a_0}{0.000\ 03T + 8.675 \times 10^{-6}\sigma - 1.665 \times 10^{-3}} \quad (6)$$

4 结 论

不同当量加速腐蚀时间的航空铝合金材料 LD2 试验件在不同应力水平下,其疲劳裂纹扩展规律如下:

1) 裂纹长度与循环次数的关系符合指数函数的形式,即裂纹扩展速率与裂纹长度成正比,即

$$\frac{da}{dN} = ka。$$

2) k 值依赖于腐蚀损伤与疲劳载荷两个因素。

3) 同一应力水平下 k 值与腐蚀时间呈线性关系,且不同应力水平下的 k 值斜率相同,截距 b 与应力水平 σ 有关,且呈线性关系。

参 考 文 献

- [1] Mu Z T. The analyzing method for fatigue life of aircraft structures under corrosive environment. *China Engineering Science*, 2002, 4(3): 68-72. (in Chinese)
穆志韬. 腐蚀环境下飞机结构疲劳寿命的分析方法. *中国工程科学*, 2002, 4(3): 68-72.
- [2] Mu Z T, Jin P, Duan C M. The corrosion fatigue and life of aircraft structure in servicing. *China Engineering Science*, 2000, 2(4): 34-38. (in Chinese)
穆志韬, 金平, 段成美. 现役飞机结构腐蚀疲劳及寿命研究. *中国工程科学*, 2000, 2(4): 34-38.
- [3] Gruenberg K M, Craig B A, Hillberry B M, et al. Predicting fatigue life of pre-corroded 2024 aluminum. *International Journal of Fatigue*, 2004, 26(7): 629-640.
- [4] Bay 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. *Effects of Environment on the Initiation of Crack Growth*, ASTM STP 1298. Philadelphia: ASTM, 1997
- [5] Sankaran K K, Perez R, Jata K V. Effect of prior corrosion on the fatigue behavior of aluminum alloy 7075-T6; modeling and experimental studies. *Material Science and Engineering: A*, 2001, 297(2): 223-229.
- [6] Liu J Z, Chen B, Ye X B, et al. Fatigue and crack growth behavior of pre-corroded aluminum alloy 2024-T62 and its life prediction based on fracture mechanics. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(1): 107-116. (in Chinese)

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. *航空学报*, 2011, 32(1): 107-116.

- [7] Zhou X Y. Equivalent environment spectrum and accelerated test spectrum of aircraft structure. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1996, 17(5): 613-616. (in Chinese)
周希沅. 飞机结构的当量环境谱与加速试验谱. *航空学报*, 1996, 17(5): 613-616.
- [8] Zhang D. Accelerated corrosion test of the aircraft structure under equivalent environment spectrum and the computing method for the calendar life. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2000, 21(3): 196-201. (in Chinese)
张栋. 飞机结构件在当量环境谱下加速腐蚀试验和日历寿命计算方法. *航空学报*, 2000, 21(3): 196-201.
- [9] Liu W T, Zhao Y X. Back-calculating method for determining parameters of a da/dN equation of relatively small crack. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1993, 14(2): B33-B38. (in Chinese)
刘文斑, 赵燕湘. 确定相对小裂纹 da/dN 公式系数的计算反推法. *航空学报*, 1993, 14(2): B33-B38.
- [10] Polak J. Mechanisms and kinetics of the early fatigue damage in crystalline materials. *Material Science Engineering: A*, 2007, 33(9): 468-470.
- [11] Nakajima M, Tokaji K. Fatigue life distribution and growth of corrosion pits in a medium carbon steel in 3% NaCl solution. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 1995; 18(3): 345-351.
- [12] Jisa D, Liskutin P, Kruml T, et al. Small fatigue crack growth in aluminum alloy EN-AW 6082/T6. *International Journal of Fatigue*, 2010, 32(12): 1913-1920
- [13] Li X D. Small crack growth of aluminum alloy under corrosive environment. Beijing: Tsinghua University, 2011. (in Chinese)
李旭东. 腐蚀环境下铝合金材料微裂纹扩展分析. 北京: 清华大学, 2011.
- [14] Xue Y B. Modeling fatigue small-crack growth with confidence—a multistage approach. *International Journal of Fatigue*, 2010, 32(3): 1210-1219.
- [15] Wang X S, Fan J H. SEM online investigation of fatigue crack initiation and propagation in notched cast magnesium specimens. *Journal of Materials Science*, 2004, 39(7): 2617-2620.

作者简介:

穆志韬 男, 博士后, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 腐蚀疲劳, 结构可靠性等。

Tel: 0532-51833626

E-mail: mzt63@163.com

Fatigue Crack Growth Behavior of Aerospace Aluminum Alloy LD2 Under Corrosion

MU Zhitao^{1,*}, CHEN Dinghai^{1,2}, ZHU Zuotao², DING Wenyong¹, TIAN Shudong²

1. Qingdao Campus, Naval Aeronautical and Astronautical University, Qingdao 266041, China

2. No. 91049 Unit, The Chinese People's Liberation Army, Qingdao 266102, China

Abstract: Corrosion damage increases fatigue crack growth rates of aircraft structures, and shortens the fatigue life of an aircraft. Accelerated corrosion tests simulating the service environment of aircraft and then the fatigue tests on aerospace aluminum alloy LD2 test samples are executed under different corrosion times. The fatigue rupture morphologies of the test samples with different corrosion times are obtained. The crack growth data ($a-N$) under different corrosion times are measured by judgment of the rupture morphologies. By fitting the data ($a-N$), it is found that the relationship between crack length and cycle number is exponential, and the crack growth rate is directly proportional to the crack length, while the slope of the crack growth rate vs the crack length depends on the factors of corrosion damage and fatigue load level. Furthermore, by fatigue tests under different corrosion times and different stress levels, it is also found that the relationship between the slope and the corrosion time is linear under the same stress level and the slope values under different stress levels are nearly the same, while the intercept of the lines of crack growth rate also varies linearly with the stress level.

Key words: aluminum alloy; corrosion damage; fatigue rupture morphology; crack length; fatigue crack

Received: 2012-03-30; **Revised:** 2012-05-28; **Accepted:** 2012-10-18; **Published online:** 2012-12-06 09:39

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20121206.0939.004.html

Foundation item: Ministry Level Project

* **Corresponding author.** Tel.: 0532-51833626 E-mail: mztf63@163.com