

飞机蒙皮涂层对 LY12CZ 铝合金腐蚀疲劳寿命的影响

常 红^{1,2} 韩恩厚¹ 王俭秋¹ 柯 伟¹

(1. 中国科学院金属研究所材料环境腐蚀中心 沈阳 110016; 2. 沈阳理工大学材料科学与工程学院 沈阳 110168)

摘要: 研究了飞机蒙皮涂层对 LY12CZ 铝合金腐蚀疲劳行为的影响, 比较了裸样与涂层试样在空气、3.5% NaCl 溶液中的寿命变化规律, 记录了自腐蚀电位随循环周次的变化, 并通过定量分析, 给出了裸样与涂层试样在一定实验条件下的腐蚀疲劳寿命表达式, 结果表明涂层使 LY12CZ 铝合金腐蚀疲劳寿命得到明显提高。

关键词: LY12CZ 铝合金 腐蚀疲劳寿命 飞机蒙皮涂层

中图分类号: TG172.9; TG174.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1005-4537(2006)01-0034-04

1 前言

为了减轻和防止铝合金的腐蚀及腐蚀疲劳(CF)破坏, 除了在产品设计和工艺制造等方面提高材料的抗腐蚀疲劳性能外, 还必须研究腐蚀防护方法. 表面涂层作为一种有效的防护措施已在飞机铝合金结构中得到成功的应用^[1~3]. 至目前为止, 涂层下金属的环境开裂研究虽已逐渐引起人们注意, 但与常规腐蚀断裂研究相比, 尚远未深入. 因此, 较深入系统地研究涂层条件下的腐蚀开裂过程, 澄清涂层下材料环境断裂规律, 对于飞机涂层的环境断裂控制具有理论与实际意义. 本文选用工程实际应用的飞机蒙皮涂层试件和无涂层试件进行疲劳和腐蚀疲劳实验, 通过拟合计算, 给出了相应的寿命公式, 并讨论不同环境条件下相应的过程机制.

2 试验方法

实验所用基材为 2mm 厚的 LY12CZ 铝合金板材, 其成分(mass%)为: Cu 4.36, Mg 1.49, Mn 0.46, Fe 0.25, Si 0.14, Zn 0.07, Ti 0.01, Cr < 0.01, 其余为 Al; 板材轧向力学性能为: $\sigma_y = 345$ MPa, $\sigma_b = 465$ MPa, $\delta = 17.5\%$. 试样结构见图 1. 实验所用涂层系统为实际飞机外表面蒙皮用涂层, 试件先进行硫酸阳极化和铬酸盐封闭的表面处理, 随后涂上一层底漆(环氧聚酰胺 H06-1012H), 并在外表面涂上一层面漆(丙烯酸聚氨酯磁漆 13-2(次白)), 构成防护涂层, 此涂层工艺由西飞公司加工提供.

试验在日本岛津 EHF-EB10-20L 电液伺服疲劳机上进行, 在空气、3.5% NaCl 溶液中自然浸泡条件下测量 S-N 曲线, 根据已有实验数据^[4]和现有实验设备条件, 实验采用恒载荷控制, 正弦波加载, $R = 0.1$, $f = 10$ Hz. 同时用美国 EG&G PAR 公司的 M342 三电极测量系统记录试样在腐蚀疲劳过程中自腐蚀电位变化. 无涂层试样在 3.5% NaCl 溶液中的裸露面积为 340 mm², 其余部分用丙烯酸酯涂覆. 此外, 对有无涂层试样腐蚀疲劳的断口形貌进行了 SEM 观察.

为分析 LY12CZ 的腐蚀特性, 测试了循环极化曲线. 实验也采用美国 EG&G PAR 公司的 M342 三电极测量体系, 参比电极为饱和甘汞电极, 辅助电极为铂片, 工作电极为从铝合金板材上切割而成的 10 mm × 10 mm 薄片, 一端用 Cu 导线引出, 另一端为工作面, 非工作面用环氧树脂密封. 循环极化曲线用动电位扫描方法进行. 实验前, 试样在自腐蚀电位下稳定 0.5 h, 然后以 20 mV/min 的扫描速率测试.

3 结果及讨论

3.1 寿命曲线的确定

根据应力疲劳寿命公式, 疲劳寿命 N_f 可表示为名义当量应力幅 S_{eqv} 的函数^[5]:

$$N_f = A_f [S_{eqv} - (S_{eqv})_c]^{-2} \quad (1)$$

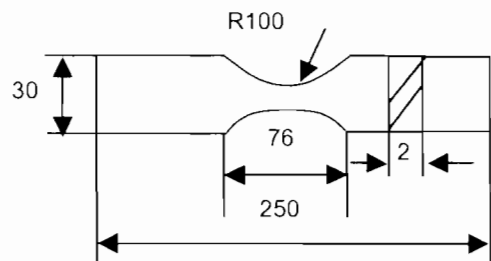


Fig. 1 Shape and size of specimens for fatigue test (unit:mm)

定稿日期: 2005-06-20

基金项目: 国家重点基础研究发展规划项目(G19990650)和中国科学院百人计划

作者简介: 常红, 女, 1975年生, 博士生, 从事铝合金腐蚀疲劳方面的研究

$$S_{\text{eqv}} = \sqrt{\frac{1}{2(1-R)}} \Delta\sigma \quad (2)$$

式中 A_f 和 $(S_{\text{eqv}})_c$ 分别为应力疲劳抗力系数和当量应力幅所表示的疲劳极限. 在腐蚀疲劳情况下, 由于腐蚀介质和循环载荷的复合作用, 导致疲劳寿命明显降低, 所以可把式(1)推广到腐蚀疲劳中; 考虑到这种复合作用, 腐蚀介质必然对 A_f 和 $(S_{\text{eqv}})_c$ 产生影响, 这时 A_f 和 $(S_{\text{eqv}})_c$ 可认为是腐蚀疲劳抗力系数和腐蚀疲劳极限.

有无涂层试样疲劳与腐蚀疲劳寿命实验结果示于图 2. 根据公式(1)进行线性回归拟合的曲线亦画在图 2 中, 可以看出实验结果与拟合曲线符合良好. 回归分析裸样与涂层试样在 3.5% NaCl 溶液中的 A_f 和 $(S_{\text{eqv}})_c$ 分别为 6.99×10^8 、 8.16×10^8 和 44.2 MPa、73.3 MPa, 涂层试样的腐蚀疲劳抗力系数和腐蚀疲劳极限均大于裸样的, 其 A_f 值相差不大, 而 $(S_{\text{eqv}})_c$ 值相差近 2 倍. 因此, 裸样具有较低的当量腐蚀疲劳极限, 在长寿区即低当量应力幅水平涂层试样对腐蚀疲劳抗力明显优于裸样, 另外, A_f 值几乎不受表面防护处理工艺的影响. 同时, 从图 2 中还可知涂层试样在较高载荷水平下腐蚀疲劳寿命近乎与裸样在空气中的疲劳寿命相当, 说明涂层在未发生破坏前的一段时间内起到了良好的防护作用.

综合以上疲劳与腐蚀疲劳寿命的定量分析结果, 可以写出在空气中和 3.5% NaCl 溶液中 LY12CZ 铝合金在加载频率为 10 Hz 时有无涂层试样的疲劳与腐蚀疲劳的寿命表达式:

$$\text{裸样在空气中: } N_f = 3.83 \times 10^8 (S_{\text{eqv}} - 108.7)^{-2}$$

$$\text{裸样在介质中: } N_f = 6.99 \times 10^8 (S_{\text{eqv}} - 44.2)^{-2}$$

$$\text{涂层样在介质中: } N_f = 8.16 \times 10^8 (S_{\text{eqv}} - 73.7)^{-2}$$

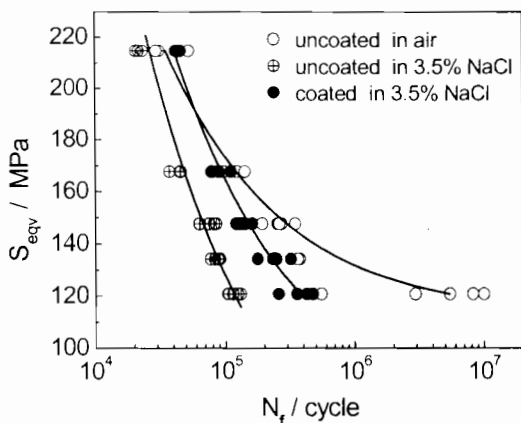


Fig. 2 Fatigue lifetime of uncoated and coated specimens and linear fit curve

图 3 给出了不同试样在腐蚀疲劳(CF)过程中自腐蚀电位的变化趋势. 涂层试样在 CF 过程中经过一定时间的稳定后自腐蚀电位突然下降, 降到了接近无涂层试样的自腐蚀电位, 可以认为是涂层开始出现细微裂纹的标志, 说明溶液已经通过裂纹透过涂层进入涂层与基体界面, 使基体合金暴露在溶液下, 开始发生腐蚀. 由于 LY12CZ 铝合金析出强化的热处理方式增强了其点蚀敏感性, 同时在 3.5% NaCl 溶液中由于 Cl^- 对保护性氧化膜的破坏使铝合金极易发生点蚀^[6], 而点蚀又是重要的裂纹源^[7]. 涂层通过对腐蚀溶液的阻挡, 可以延缓点蚀的发生时间, 从而提高了试样的裂纹萌生寿命, 进而增加腐蚀疲劳抗力. 无涂层试样暴露在腐蚀溶液中, 其阳极极化曲线(图 4)表明从样品放入溶液中材料立即处于活化状态, 且在 NaCl 溶液中自腐蚀电位 E_{corr} 通常与点蚀电位非常接近. LY12CZ 铝合金在开路状态下的电化学阻抗的研究也显示了明显的点蚀倾向^[8].

3.2 断口形貌

LY12CZ 铝合金在 3.5% NaCl 溶液中极易发生活化溶解而产生点蚀, 产生疲劳裂纹源. 图 5a 为无涂层试样在开路电位下裂纹萌生断口形貌, 可见裂纹确实萌生于表面点蚀处, 如图中箭头所示. 而图 5b 为涂层试样在开路电位下裂纹萌生的断口形貌, 可以看到试样棱角处涂层上的裂纹, 说明在疲劳应力的循环作用下, 应力较为集中的试样棱角处, 涂层容易破损, 出现细微裂纹, 这一点在图 3 中自腐蚀电位的测量中也得到证实, 溶液通过这些裂纹到达基体材料, 产生腐蚀并形成裂纹源. 但涂层的破坏需要

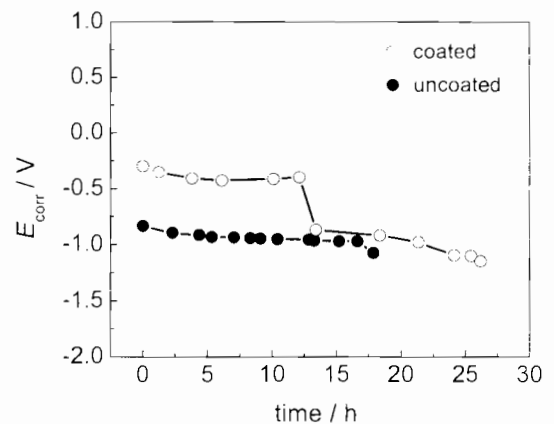


Fig. 3 Evolution of E_{corr} during corrosion fatigue for uncoated and coated specimens

一定时间,在其出现裂纹之前,会对基材起到良好的保护作用,从而提高材料在介质中的疲劳寿命。

4 结论

在 3.5% NaCl 溶液中, LY12CZ 铝合金的疲劳寿命显著降低,裸露的试样表面在溶液的作用下形成点蚀,裂纹从点蚀萌生,扩展并导致最终断裂。而在涂层的保护作用下,延缓了材料与溶液的接触和裂纹形核的时间,试样在 3.5% NaCl 溶液中的腐蚀疲劳寿命明显提高,定量计算也表明涂层试样的腐蚀疲劳抗力系数和腐蚀疲劳极限均大于无涂层试样。涂层试样的断裂主要是由于在疲劳应力的循环作用下,经过一定周期后,涂层发生破损出现裂纹,

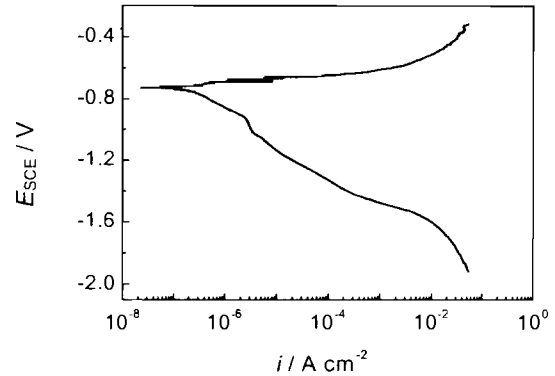


Fig. 4 Polarization curve for LY12CZ aluminum alloy in 3.5% NaCl solution with the scanning rate of 20 mV/min

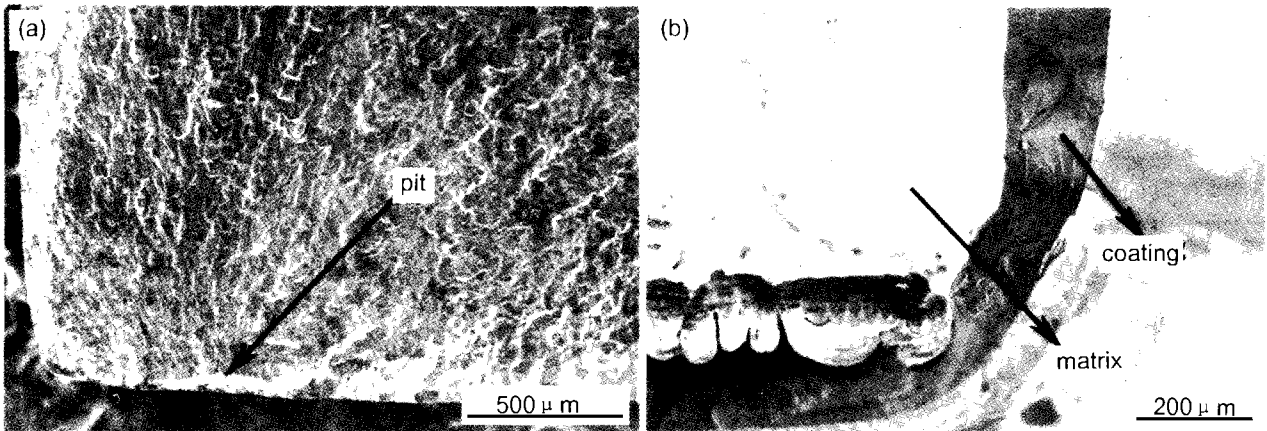


Fig. 5 Fracture surfaces of uncoated (a) and coated (b) specimens tested in 3.5% NaCl solution

溶液经裂纹渗入界面,在溶液的作用下,基体合金发生腐蚀形成裂纹源,试样经过裂纹萌生、扩展并最终断裂。

参考文献:

- [1] Jiang Z G, Wang J Y, Yiu W B, et al. Corrosion Fatigue of Airplane Structure [M]. Beijing: Publishing Company of Airline Industry, 1992
(蒋祖国, 王俊扬, 刘文宾等. 飞机结构腐蚀疲劳 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1992)
- [2] Wang R, Gao H L. Fatigue corrosion behaviour of aluminum alloy with surface protective coatings [J]. J. Xi'an Petroleum Institute (Natural Science Edition), 2000, 15(2): 45 - 48
(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 (自然科学版), 2000, 15(2): 45 - 48)
- [3] Wanhill R J H, Deluccis J J, Russo M T. The fatigue in aircraft corrosion testing (FACT) programme [J]. AGARD Rep., 1989, 713 -

718

- [4] Institute of Beijing Aero Materials Research. Fatigue Handbook of Aero Metal [M]. Beijing: Institute of Beijing Aero Materials Research, 1981
(北京航空材料研究所编. 航空金属材料疲劳性能手册 [M]. 北京: 北京航空材料研究所, 1981)
- [5] Zheng X L, Lu B T. On a fatigue formula under stress cycling [J]. Int. J. Fatigue, 1987, 9(2): 169 - 175
- [6] Scully J R, Frankenthal R P, Hanson K J, et al. Localized corrosion of sputtered aluminum and Al-0.5% Cu alloy thin films in aqueous HF solution [J]. J. Electrochem. Soc., 1990, 137(5): 1365 - 1372
- [7] Rokhlin S I, Kim J Y, Nagy H, et al. Effect of pitting corrosion on fatigue crack initiation and fatigue life [J]. Eng. Fracture Mechanics, 1999, 62(4-5): 425 - 444
- [8] Lu Z J. Studies of corrosion fatigue crack propagation of LY12CZ and 7075-T6 aluminum alloys in NaCl solution [D]. Shenyang: Institute of Metal Research, The Chinese Academy of Science, 2001
(鲁自界. LY12CZ 和 7075-T6 铝合金在氯化钠溶液中的腐蚀疲劳裂纹扩展研究 [D]. 沈阳: 中科院金属研究所, 2001)

(下转第 42 页)

INFLUENCE OF COATING OF COVERING AIRPLANE ON CORROSION FATIGUE LIFE OF ALUMINIUM ALLOY LY12CZ

CHANG Hong^{1,2}, HAN Enhou¹, WANG Jianqiu¹, KE Wei¹

(1. *Environment Corrosion Center, Institute of Metal Research, The Chinese Academy of Sciences, Shenyang 110016;*

2. Materials Science and Engineering College, Shenyang Ligong University, Shenyang 110168)

Abstract: The effect of coating used to cover airplane on corrosion fatigue behaviour of LY12CZ aluminum alloy has been studied. The corrosion fatigue lives for uncoated and coated specimens in both air and 3.5% NaCl solution were compared, and the evolution of free corrosion potential with cyclic number was measured. The equations of fatigue and corrosion fatigue lives were obtained on some experiment conditions by quantitative analysis. The results showed that the corrosion fatigue life of LY12CZ aluminum alloy was greatly improved by coating.

Key words: LY12CZ aluminum alloy, corrosion fatigue life, coating of airplane skin