

# 腐蚀环境下 2E12 航空铝合金疲劳裂纹扩展行为研究

Effect of Corrosive Environment on Fatigue Crack  
Propagation of 2E12 Aerospace Aluminum Alloy

杨 胜<sup>1</sup>, 易丹青<sup>1</sup>, 杨守杰<sup>2</sup>, 钟 利<sup>3</sup>

(1 中南大学 材料科学与工程学院, 长沙 410083;

2 北京航空材料研究院, 北京 100095; 3 东北轻合金有限公司, 哈尔滨 115001)

YANG Sheng<sup>1</sup>, YI Dan-qing<sup>1</sup>, YANG Shou-jie<sup>2</sup>, ZHONG Li<sup>3</sup>

(1 School of Materials Science and Engineering, Central South

University, Changsha 410083, China; 2 Beijing Institute of Aeronautical Materials,

Beijing 100095, China; 3 Northeast Light Alloy Incorporated Company, Harbin 115001, China)

**摘要:** 采用 SEM, TEM 及疲劳性能测试等分析测试手段, 系统地研究了 2E12 铝合金在室温空气、潮湿气体及盐雾环境下的疲劳裂纹扩展速率。结果发现 2E12 合金具有良好的疲劳性能, 疲劳裂纹扩展速率优于国外的 2524 铝合金。利用修正的 Paris 公式分析腐蚀介质对合金的疲劳裂纹扩展性能影响轻重程度依次为: 室温空气 < 潮湿气体 < 盐雾环境。不同环境条件下合金的疲劳裂纹形貌均表现微观裂纹扩展的晶界小平面、宏观裂纹扩展的疲劳条纹以及剪切撕裂的微观结构。在腐蚀环境下, 宏观裂纹扩展表现出更多的脆性裂纹扩展特征, 氢脆导致塑性区脆化及腐蚀诱导的阳极溶解是导致裂纹扩展性能降低的原因。

**关键词:** 2E12 铝合金; 腐蚀; 疲劳裂纹扩展; 氢脆

中图分类号: TG111.8 文献标识码: A 文章编号: 1001-4381(2007)12-0026-04

**Abstract:** The fatigue crack growth behavior of 2E12 aluminum alloy was studied in air, humidity air and 3.5% (mass fraction) NaCl salt fog by SEM, TEM and fatigue property testing. The results showed that the fatigue crack growth of 2E12 was better than that of 2524 aluminum alloy. The growth rates of fatigue crack in different environments, were analyzed and compared by Paris equation. Fatigue crack growth rates in salt fog was highest, somewhat less in humidity air and lowest in air. Furthermore, the fractographic features such as small crystallographic face of micro-crack growth, fatigue striation of macro-crack growth and microstructure of shear zone reflected the fatigue crack growth behavior of alloy in a given environment, more brittle striations were observed in humidity air and salt fog. The increased crack growth rates was due to a combination of hydrogen embrittlement and anodic dissolution at the crack tip.

**Key words:** 2E12 aluminum alloy; corrosion; fatigue crack growth; hydrogen embrittlement

飞机在服役环境下, 空气中的相对湿度、雨水、海水、盐雾等环境因素严重地影响了航空铝合金的使用性能。根据飞机失效的研究发现, 疲劳损伤和腐蚀损伤是两类最主要的飞机损伤形式, 其中疲劳损伤主要在腐蚀环境下发生, 因此研究环境对航空铝合金疲劳损伤行为的影响, 对于飞机机构的安全性和耐久性具有重要的意义<sup>[1]</sup>。

2524 铝合金具有优良的室温强度、硬度、断裂韧性及抗疲劳性, 是目前断裂韧性和抗疲劳性能最为优异的航空高强 Al-Cu-Mg 合金<sup>[2-5]</sup>。为适应国内航空

航天事业的迅猛发展, 开发并研制出具有优良使用性能的飞机蒙皮材料, 对于国内现代飞机设计的安全性有着重要的意义。2E12 铝合金是国内最新研制的高性能耐疲劳损伤铝合金, 该合金的成分设计在 2524 基础上进一步控制了铁硅杂质元素的含量, 目前有关该新型铝合金抗疲劳损伤的研究刚刚起步, 而有关腐蚀疲劳损伤行为的研究尚未开展。本工作根据 GB/T6398-2000 和 ASTM 标准实验方法, 对比研究了室温空气环境下合金裂纹扩展速率, 并对合金在腐蚀环境下裂纹扩展及疲劳损伤机理进行探讨。

1 实验

实验用 2E12 铝合金为 2mm 厚薄板,成分为 Al-4.2Cu-1.4Mg-0.56Mn-0.08Fe-0.06Si (质量分数/%), 热处理状态为自然时效。实验采用中心裂纹扩展试样,试样取向为纵向(L-T);试样宽度  $w = 100\text{mm}$ , 长度  $L = 300\text{mm}$ 。

疲劳裂纹扩展载荷为恒幅加载,  $\sigma_{\max} = 80\text{MPa}$ , 应力比  $R = 0.1$ , 全部实验在 MTS 880 / 100kN 液压伺服疲劳试验机上完成。实验常规环境:室温条件  $25^\circ\text{C} \pm 2^\circ\text{C}$ , 空气湿度 40%~60%, 实验频率为 10Hz; 典型腐蚀环境包括潮湿空气、3.5% (质量分数) NaCl 盐雾, 其中潮湿气体的湿度大于 95%, 盐雾为 3.5% NaCl 溶液喷雾, pH 在 6.5 左右, 各种典型腐蚀环境的实验温度均与室温环境相同, 实验频率为 5Hz。

试样在 KYKY 扫描电子显微镜下进行微观断口形貌分析。透射电镜观察的试样经打磨和双喷电解减薄, 电解液为硝酸: 甲醇 = 1: 2 (质量比), 在 TEG-NAI G220 透射电镜上进行组织观察, 加速电压为 200kV。

2 结果与讨论

2.1 微观组织分析

2E12 铝合金透射照片如图 1 所示, 可见图 1 分布较多长棒状的 A 相富锰粒子, 根据文献报道<sup>[2]</sup> 该相为  $\text{Al}_2\text{Cu}_2\text{Mn}_3$ , 该粒子尺寸在  $0.2 \sim 0.5\mu\text{m}$  之间, 属于中等尺寸亚微米二次相, 同时存在少量呈圆形的 B 粒子为富 Fe 相粒子。Al-Cu-Mg 合金在自然时效条件下, 形成 GP 区结构, 合金的晶内、晶界无析出相析出。

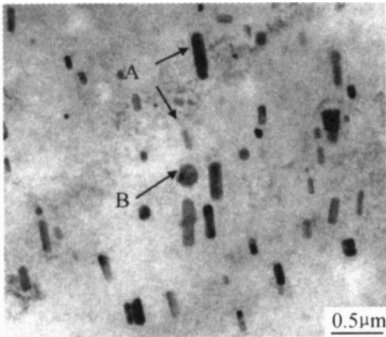


图 1 2E12 合金透射电镜照片

Fig 1 TEM image of 2E12 aluminum alloy

2.2 常规环境下合金的疲劳裂纹扩展行为

合金室温疲劳裂纹扩展速率与国外报道比较<sup>[6]</sup> 如

图 2 所示, 2E12 合金的疲劳裂纹扩展速率曲线呈现明显的三阶段特征, 在低应力强度因子  $\Delta K = 7 \sim 10\text{MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ , 2E12 合金疲劳裂纹扩展速率为  $2 \times 10^{-5} \text{mm/cycle}$ , 2E12 合金的裂纹扩展速率为  $0.93 \times 10^{-5} \text{mm/cycle}$ , 裂纹扩展速率降低了 50%, 裂纹处于微观裂纹扩展阶段, 即裂纹扩展第 I 阶段。随着合金裂纹的进一步扩展, 应力强度因子  $\Delta K$  在  $10 \sim 25\text{MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$  之间时, 基本处于宏观裂纹扩展阶段, 符合 Paris 的线性关系, 在这一阶段 2E12 的裂纹扩展速率与国外 2524 合金相比约低 20%。当  $\Delta K = 30\text{MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$  处, 2E12 合金的  $da/dN$  约为  $2.7 \times 10^{-3} \text{mm/cycle}$ , 而国外报道的 2524-T3 合金此时的裂纹扩展速率为  $3.0 \times 10^{-3} \text{mm/cycle}$ 。

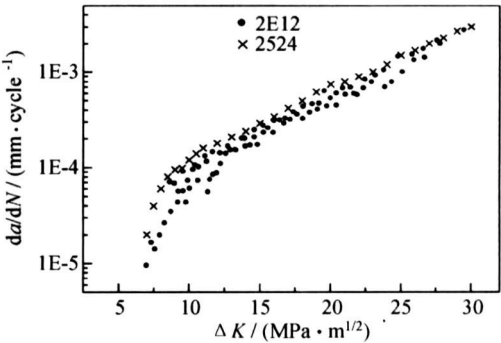


图 2 室温环境下合金的裂纹扩展速率

Fig 2 Fatigue crack propagation rates under lab air

2.3 腐蚀环境下合金的疲劳裂纹扩展行为

关于合金裂纹扩展行为进行评价和动力学规律的研究, 其中 Paris 公式(公式 1) 由于形式简单, 能够较好地描述裂纹扩展的稳定扩展阶段而得到广泛的应用, 式中  $da/dN$  为裂纹扩展速度,  $\Delta K$  为应力强度因子,  $c, n$  为疲劳裂纹扩展参数。针对腐蚀环境下合金的疲劳裂纹扩展速率, 公式(2) 采用环境修正因子  $\chi$ , 对实验室空气条件下的疲劳裂纹扩展速率进行修正<sup>[1]</sup>。

$$da/dN = c \Delta K^n \tag{1}$$

$$da/dN = \chi c \Delta K^n \tag{2}$$

不同腐蚀环境下裂纹扩展速率如图 3 所示, 分析腐蚀环境对合金疲劳裂纹扩展性能的影响可以发现, 腐蚀环境对合金的疲劳裂纹扩展速率有着明显的加速作用。其中在裂纹扩展的第一阶段, 腐蚀环境的影响最为显著, 裂纹扩展速率约为室温条件下的 2 倍, 随着裂纹的进一步扩展, 当裂纹扩展进入稳态扩展阶段, 腐蚀环境的影响相对减小, 而在裂纹快速扩展阶段, 发现潮湿空气条件的裂纹扩展速率并没有显著的变化, 而在盐雾环境下, 裂纹扩展速率变快。利用修正的 Paris

公式对不同腐蚀环境下合金的疲劳裂纹扩展速率进行研究, 结果发现潮湿气体和盐雾环境下的环境修正因子

分别为 1. 324 和 1. 528, 说明盐雾腐蚀对裂纹扩展速率的影响要较潮湿气体更为显著。

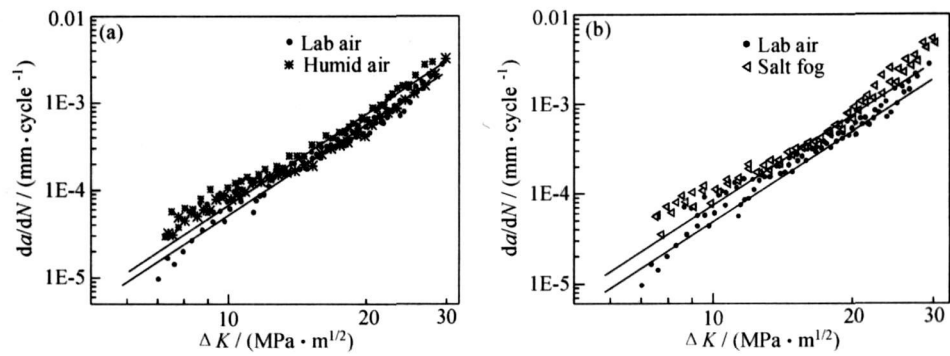


图 3 不同腐蚀环境下裂纹扩展速率 (a) 室温空气与潮湿气体环境; (b) 室温空气与盐雾环境  
Fig. 3 Comparison of fatigue crack propagation rates under different corrosive environment  
(a) lab air and humid air; (b) lab air and salt fog

2 4 腐蚀环境下合金的疲劳损伤机理

观察合金的疲劳断口形貌发现, 合金的宏观断口形貌由初始裂纹萌生、裂纹扩展以及瞬断区组成, 其中裂纹扩展区间所占的比重最大。合金的疲劳断口形貌如图 4 所示, 在低应力强度因子  $\Delta K = 7 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$  时, 断口形貌呈现出晶体学平面扩展的特点, 看到一些解理状台阶和小平面, 此时裂纹沿着晶粒内部滑移带扩

展; 当应力强度因子  $\Delta K = 10 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$  时, 断口形貌呈现疲劳条带, 观察此时条纹多数为塑性条纹, 随着应力强度因子的提高, 疲劳条带间距增加, 围绕二次相颗粒形成的韧窝数量明显增加; 当  $\Delta K = 30 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$  时, 此时基本上处于裂纹快速扩展阶段, 出现较多裂纹和韧窝; 而在裂纹最后的瞬断区, 则呈现剪切撕裂的断口特征。

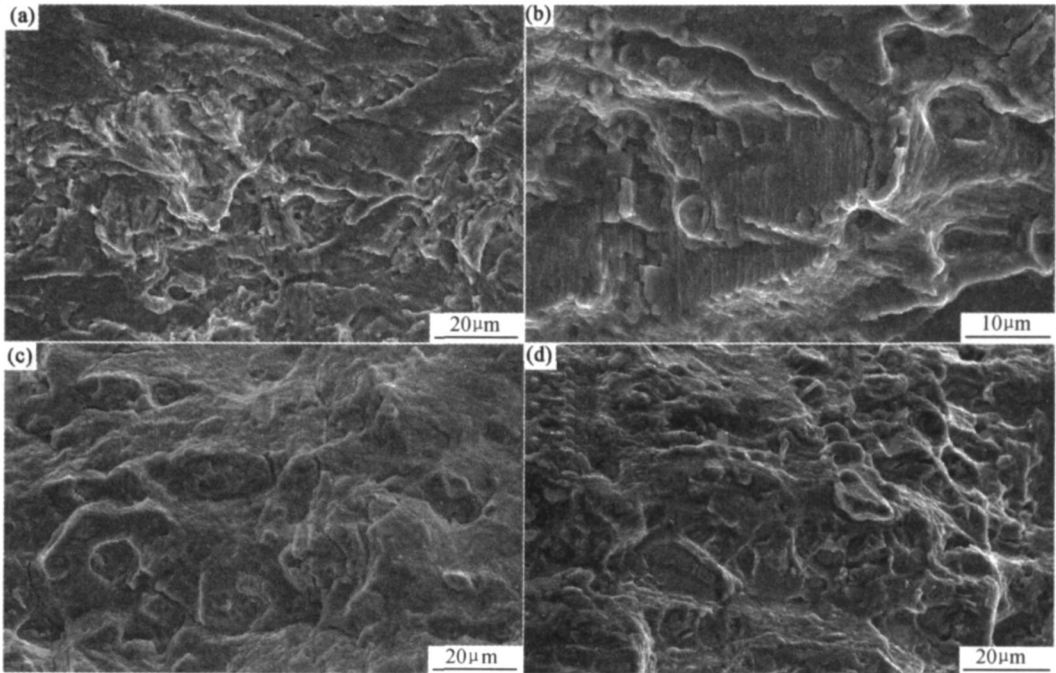


图 4 室温条件下合金疲劳裂纹断口扫描照片  
(a)  $\Delta K = 7 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ ; (b)  $\Delta K = 10 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ ; (c)  $\Delta K = 30 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ ; (d) 撕裂区  
Fig. 4 SEM images showing fracture surface of 2E12 specimen  
(a)  $\Delta K = 7 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ ; (b)  $\Delta K = 10 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ ; (c)  $\Delta K = 30 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ ; (d) shear zone

分析合金的断口形貌(图 5)发现在潮湿气体和盐雾条件下,脆性条带的比重明显增加,而盐雾腐蚀条件

下的断口有少量的腐蚀产物。  
根据疲劳裂纹扩展微观理论的塑性钝化与复锐模

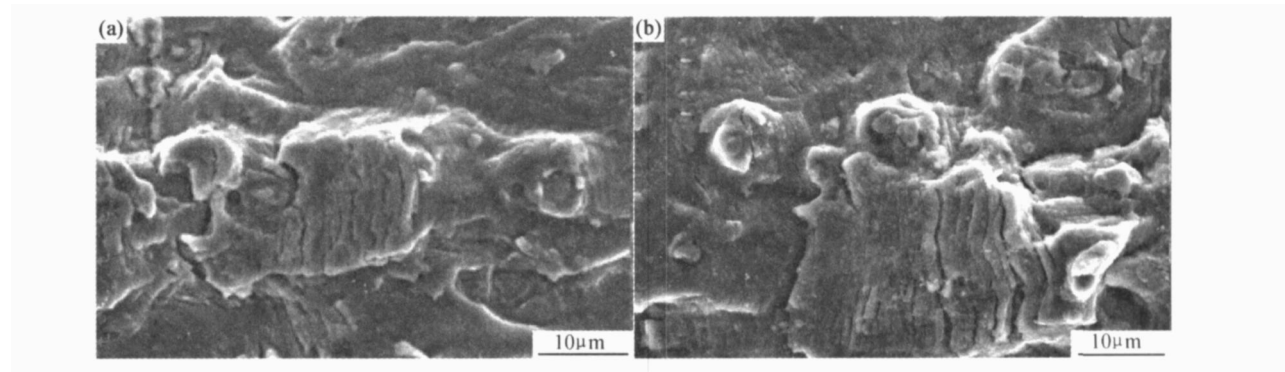
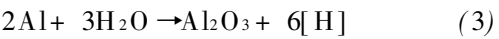


图 5 腐蚀环境下  $\Delta K = 10 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$  时合金的疲劳裂纹断口扫描照片 (a) 潮湿气体;(b) 盐雾环境  
Fig 5 SEM images of fracture surface at  $\Delta K = 10 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$  (a) humid air; (b) salt fog

型,室温空气条件下的疲劳裂纹扩展过程中,疲劳裂纹尖端的塑性区在合金的疲劳断裂过程中,通过累积塑性变形,促使裂纹发生扩展,并在裂纹扩展过程中形成塑性条纹。在腐蚀介质条件下,根据铝合金氢脆理论分析,如果介质中含有水蒸汽,则通过疲劳裂纹扩展形成的新鲜表面发生反应形成原子氢,如公式(3)所示<sup>[7,8]</sup>。在这种条件下形成的原子氢具有较强的活性,可以进入到金属的晶内和晶界,从而引起应力集中导致铝合金氢脆的发生。



氢脆理论模型如图 6 所示,活性原子氢通过扩散或位错输运经过裂纹尖端进入合金的塑性区,导致该区间的塑性变差,裂纹尖端开裂所需的能量值降低,相同应力强度因子条件下,疲劳裂纹扩展速率提高<sup>[9]</sup>。

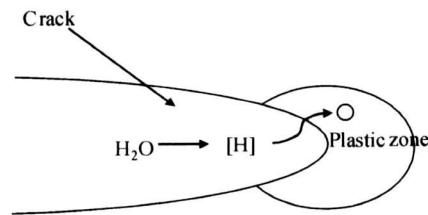
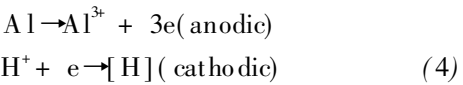


图 6 腐蚀环境下氢脆理论模型  
Fig. 6 Hydrogen embrittlement principle model in corrosive environment

盐雾腐蚀条件下,NaCl 盐雾在裂纹尖端形成薄膜,在合金裂纹尖端发生阳极溶解反应如公式(4)所示<sup>[10]</sup>,裂纹尖端发生的阳极反应促使尖端的溶解,而阴极反应过程中生成的[ H ]对氢脆反应的发生起到促进作用。



3 结论

- (1) 自然时效 2E12 合金具有良好的抗疲劳损伤性能,其宏观裂纹扩展速率较 2524-T3 合金降低约 20%。
- (2) 腐蚀介质对合金的疲劳裂纹扩展性能有着显著的影响,其影响轻重程度依次为:室温空气< 潮湿气体< 盐雾环境。
- (3) 在腐蚀介质条件下,腐蚀介质与铝反应生成活性氢原子向塑性区扩散,导致塑性区的脆化,促使氢脆的发生,同时盐雾条件下腐蚀诱导的阳极溶解降低了合金的裂纹扩展性能。

参考文献

[1] MARGERY E HOFFMAN, PAUL C HOFFMAN. Corrosion and fatigue research structural issues and relevance to naval aviation [J]. International Journal of Fatigue, 2001, 23: 1- 10.

[2] STRIVATSAN T S, KOLAR D, MAGNUSEN P. The cyclic fatigue and final fracture behavior of aluminum alloy 2524[J]. Materials & Design, 2002, 23: 129- 139.

[3] WILLIAM CASSADA, JOHN LIU, JAMES TALEY. Aluminum alloys for aircraft structure[J]. Advanced Materials Processes, 2002, 160 ( 12 ): 27- 29.

[4] MANABU NAKAI, TAKEHIKO ETO. New aspects of development of high strength aluminum alloys for aerospace applications [J]. Materials Science and Engineering A, 2000, 285 ( 1 ): 62- 68.

[5] JR STARKE E A, STALEYT J T. Application of modern aluminum alloys to aircraft [J]. Prog Aerospace Sci, 1996, 32(2- 3): 131- 172.

[6] COLVIN, EDWARD L, PETIT, et al. Damage tolerant aluminum alloy products useful for aircraft applications such as skin [P]. United States Patent: 5213639, 1993-05-25.

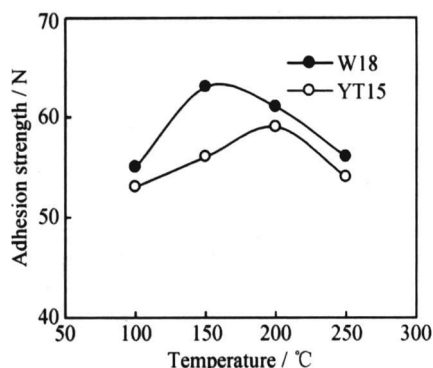


图 12 涂层-基体间结合力随沉积温度变化曲线

Fig 12 Variation of adhesion strength with deposition temperature

## 4 结论

(1) 运用有限元软件分析了几种基体表面  $\text{MoS}_2$  软涂层的残余热应力, 结果表明, 高速钢表面涂层的最大残余热应力小于硬质合金表面涂层的残余热应力; 几种高速钢基体表面涂层的残余热应力差别不大, 硬质合金中以 YT15 作为基体时涂层的残余热应力较小。

(2) 涂层与基体之间弹性模量和热膨胀系数等参数及沉积温度的差异是影响涂层残余热应力大小的主要因素, 泊松比、导热系数等参数对涂层残余热应力的影响则较小。

(3) 采用中频磁控溅射法制备了两种不同基体的  $\text{MoS}_2$  软涂层刀具。沉积温度 150 °C 时, W18 表面涂层厚度 3  $\mu\text{m}$ , 硬度 9.8 GPa, 结合力 63 N; 沉积温度 200 °C 时, YT15 表面涂层厚度 2.5  $\mu\text{m}$ , 硬度 10 GPa, 结合力 59 N。

### 参考文献

- [1] DONNET C, ERDEMIR A. Historical developments and new trends in tribological and solid lubricant coatings [J]. Surface and Coating Technology, 2004, 180-181: 76-84.
- [2] RENEVIER N M, LOBIONDO N, FOX V C, et al. Performance of  $\text{MoS}_2$ /metal composite coatings used for dry machining and other industrial applications [J]. Surface and Coating Technology, 2000, 123: 84-91.
- [3] RENEVIER N M, FOX V C, TEER D G, et al. Coating characteristics and tribological properties of sputter-deposited  $\text{MoS}_2$  metal composite coatings deposited by closed field unbalanced magnetron sputter ion plating [J]. Surface and Coating Technology, 2000, 127: 24-37.
- [4] JAROSLAV M. Mechanics of Components with Treated or Coated Surfaces [M]. Netherlands: Kluwer Academic Publishers, 1996.

- [5] 石森森. 固体润滑材料 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2000.
- [6] HAIDER J, RAHMAN M, CORCORAN B, et al. Simulation of thermal stress in magnetron sputtered thin coating by finite element analysis [J]. Journal of Materials Processing Technology, 2005, 168: 36-41.
- [7] HOWARD S J, TSUI Y C. The effect of residual stresses on the debonding of coatings: I: a model for delamination at a bimaterial interface [J]. Acta Metallurgica Materialia, 1994, 42 (8): 2823-2836.
- [8] ZHANG X C, XU B S, WANG H D, et al. An analytical model for predicting thermal residual stresses in multilayer coating systems [J]. Thin Solid Films, 2005, 488: 274-282.
- [9] PETCH N J. The cleavage strength of polycrystals [J]. Journal of the Iron and Steel Institute, 1953, 5: 25-28.
- [10] 韩成名, 周兰英, 贾庆莲, 等. 非平衡纳米复合等离子体镀膜法沉积二硫化钼复合膜的摩擦学性能的研究 [J]. 兵工学报, 2004, 25 (3): 335-339.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50475133); 新世纪优秀人才支持计划资助项目(NCET-04-0622)

收稿日期: 2006-12-25; 修订日期: 2007-06-29

作者简介: 赵金龙(1980-), 男, 博士研究生, 主要从事刀具表面涂层技术及其性能研究, 联系地址: 山东省济南市经十路 73 号山东大学(南区)机械工程学院(250061)。

(上接第 29 页)

- [7] KERMANIDIS A L TH, PETROYIANNIS P V, PANTELAKIS S P G. Fatigue and damage tolerance behavior of corroded 2024 T351 aircraft aluminum alloy [J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2005, 43: 121-132.
- [8] STEFANIE E STANZL, HERWIG R MAYER, ELMARK TSCHEGG. The influence of air humidity on near-threshold fatigue crack growth of 2024 T3 aluminum alloy [J]. Materials Science and Engineering A, 1991, 147: 45-54.
- [9] HARVEY C VORIS, MIN TEN JAHN. Fatigue of aluminum alloy 2024 T351 in humid and dry air [J]. Journal of Material Science, 1989, 25: 4708-4711.
- [10] CERVANTES R L, MURR L E, ARROWOOD R M. Copper nucleation and growth during the corrosion of aluminum alloy 2524 in sodium chloride solutions [J]. Journal of Materials Science, 2001, 36: 4079-4088.

基金项目: 国家“973”重点基础研究发展规划项目(2005CB623705)

收稿日期: 2006-04-06; 修订日期: 2006-07-30

作者简介: 杨胜(1975-), 男, 博士生, 从事高性能航空铝合金制备及性能研究, 联系地址: 湖南长沙中南大学(本部)材料学院材料楼 210 室(410083)。E-mail: csuyangsh@yahoo.com.cn