

真空环境下峰时效态 2A12 合金的疲劳行为

Fatigue Behavior of Peak-aged 2A12 Alloy in Vacuum

金晓鸥, 赵慧杰, 何世禹

(哈尔滨工业大学材料科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

JIN Xiao-ou, ZHAO Hui-jie, HE Shi-yu

(School of Materials Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

摘要: 在低温真空拉-压疲劳试验机上对峰时效态 2A12 合金的疲劳行为进行了研究, 并采用扫描电镜 (SEM) 分析了真空对疲劳断口形貌的影响。结果表明, 真空使疲劳寿命提高, 疲劳曲线右移。在低循环应力时, 真空环境中的疲劳断裂次数可比室温大气环境中的多 2 至 3 倍。真空和室温大气环境下的疲劳断口均为穿晶断口。在室温大气疲劳断口上可观察到轮胎花样与疲劳条纹。在低循环应力时出现疲劳条纹的区域增多。真空环境下极少出现轮胎花样与疲劳条纹。对真空影响峰时效态 2A12 合金疲劳行为的原因进行了讨论。

关键词: 2A12 合金; 疲劳; 真空

中图分类号: TG113 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4381 (2004) 03-0015-03

Abstract: The fatigue behaviors of peakaged 2A12 alloy in air and vacuum at room temperature were investigated using a tension-compression fatigue testing machine. The effect of vacuum on the fatigue behavior was studied by means of Scanning Electron Microscopy (SEM). The results show that, the fatigue life is noticeably improved in vacuum than that in air, and the S-N curve shift to the right in vacuum. Under lower cyclic stresses, the fatigue cycles to failure in vacuum is increased 2 or 3 times. Both the fractures in air and vacuum are transgranular. Tyre-like patterns and fatigue striations are observed in some local areas of fatigue fractures in air, and more areas with the fatigue striations exist under lower cyclic stresses. However, little fatigue striations exist and tyre-like patterns in vacuum. The reason for the effect of vacuum on the fatigue behavior of peakaged 2A12 alloy is discussed.

Key words: 2A12 alloy; fatigue; vacuum

2A12 合金为典型的硬铝合金, 在航空航天等领域具有广泛应用。该合金具有比强度高、可热处理强化等优异性能, 适于制造卫星等航天器上要求承受高循环载荷的结构件。由于卫星等航天器在轨运行期间要长期经受高真空等空间环境因素作用, 深入研究高真空环境下 2A12 合金的疲劳行为具有十分重要意义, 可为航天器型号设计选材提供重要的理论依据。已有工作^[1-7]表明, 许多金属材料在真空环境下疲劳寿命比在空气中长, 但其影响机制尚有待于深入研究。本研究主要以峰时效态 2A12 合金为典型材料, 研究真空环境对合金疲劳行为的影响, 以期加深对真空环境与材料疲劳性能关系的认识。

效过程中每隔一定时间取样进行硬度测试, 所得时效曲线如图 1 所示。可见, 时效峰出现在 20~25h 之间。超过 25h 后, 随着时效时间的增加, 显微硬度下降。

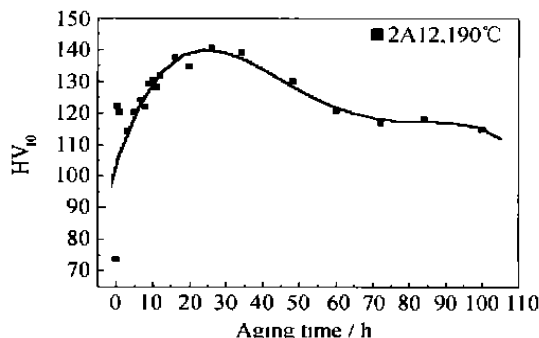


图 1 2A12 合金 190 °C 时效硬化曲线

Fig. 1 Age-hardening curve of 2A12 alloy aged at 190 °C

1 试验材料及方法

试验用材料为 2A12 合金棒材 ($\Phi 25\text{mm}$, 纵向), 经固溶处理 (在盐浴炉中 495 ± 5 °C 保温 1.5h 后迅速水淬) 后, 在恒温箱进行 190 °C 长时间人工时效。时

本工作将时效时间选定为 22h, 以深入研究峰时效态 2A12 合金的疲劳行为。疲劳试验在真空拉-压疲劳试验机上进行, 采用柱状试样 ($d = 5\text{mm}$), 试验频率为

25Hz, 正弦波形, 循环应力对称系数 $R = -1$ 。真空度为 $(2.7 \sim 2.8) \times 10^{-5} \text{Pa}$, 循环应力分别选为 150, 200, 250, 300 及 350 MPa。疲劳试验后绘制 S-N 曲线, 并采用 CAMSCAN-4 型扫描电镜观察疲劳断口形貌。

2 试验结果

2.1 S-N 疲劳曲线

峰时效态 2A12 合金在室温大气和真空环境中的疲劳试验结果如图 2 所示。可见, 在较高循环应力水平下, 真空中疲劳断裂循环次数与空气中的相差不大。随着循环应力的逐渐减小, 两者相差逐渐增大。当 $\sigma = 200 \text{MPa}$ 时, 前者可比后者高达 2~3 倍。总体来说, 真空中的疲劳寿命要长一些, 疲劳曲线明显右移。循环应力降低, 疲劳断裂循环次数明显增加, 说明真空的影响逐渐增大。

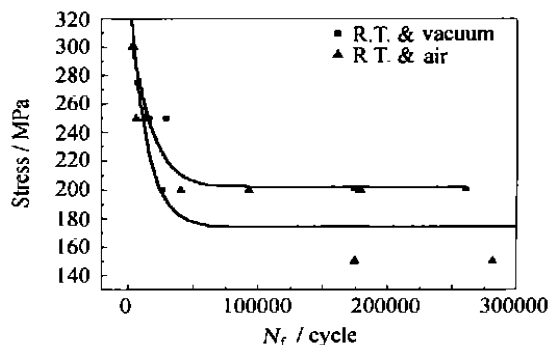


图2 峰时效态 2A12 合金空气和真空中的 S-N 疲劳曲线

Fig. 2 S-N fatigue curve of alloy in air and vacuum

2.2 宏观疲劳断口分析

图 3 为宏观疲劳断口扫描电镜 (SEM) 照片。可见, 空气和真空中疲劳断口均为穿晶断口。随着循环应力的提高, 疲劳裂纹扩展区逐渐变小。在较高的循

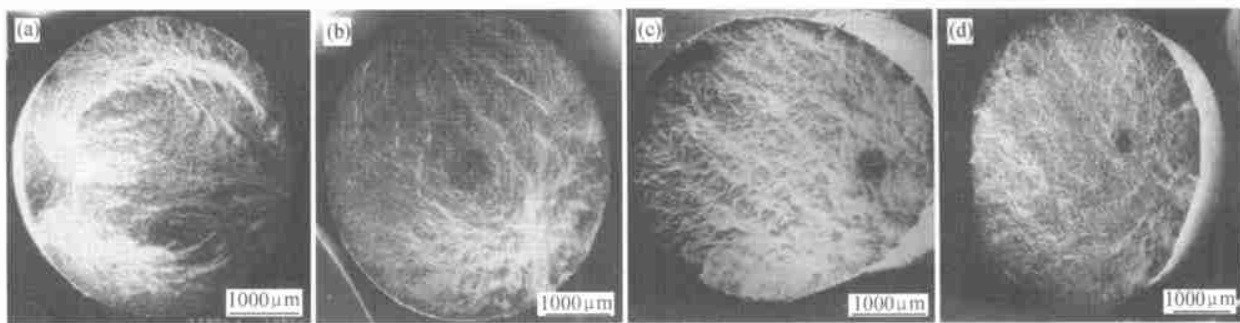


图3 峰时效态 2A12 合金疲劳断口宏观照片 (SEM)

Fig. 3 SEM micrographs showing macroscopic morphologies of fatigue fractures in air and vacuum for 2A12 alloy aged at 190 °C for 22h

(a) in air, $\sigma = 200 \text{MPa}$, $N_f = 92870$; (b) in vacuum, $\sigma = 200 \text{MPa}$, $N_f = 174400$;
(c) in air, $\sigma = 300 \text{MPa}$, $N_f = 3241$; (d) in vacuum, $\sigma = 300 \text{MPa}$, $N_f = 4846$

环应力下, 断口上呈现多源形貌, 如图 3c 和 d 所示。这说明随着循环应力水平的提高使疲劳源数量增多所致。

2.3 微观疲劳断口分析

对空气环境下疲劳断口进行分析可见, 在局部区域看到轮胎花样如图 4 所示。这是由于疲劳裂纹在扩展过程中匹配面上的微观形貌的棱角或硬的夹杂物、颗粒等在循环应力作用下向前跳跃式运动, 而在断口表面遗留下大体相互平行且间距相等的一排排压痕。另外, 轮胎花样附近没有韧窝出现, 说明它一般在疲劳扩展区形成。在真空环境下疲劳断口上没有观察到轮胎花样, 这说明轮胎花样的形成可能与疲劳裂纹扩展时伴随有气流运动, 乃至引起裂纹尖端形成氧化物薄膜有关。所形成的氧化物薄膜在疲劳裂纹闭合半周期内被压碎并产生压痕, 从而导致轮胎花样的形成。

对空气条件下的疲劳断口进行观察, 还可在局部区域发现疲劳条纹, 如图 5 所示。疲劳条纹一般绕过夹杂物质点, 但也有时切过夹杂物质点。由于受夹杂物影响, 疲劳条纹在夹杂物周围密度大。疲劳条纹在一个小平面上具有一定弧度、相互平行, 但在相邻的小平面上方向不一定一致。而且, 两相交小平面对在相交处形成疲劳台阶。在真空疲劳断口中一般看不到疲劳条纹。

3 讨论

当与室温大气时相比, 室温真空条件下峰时效态 2A12 合金的疲劳性能有较大的改善。真空使疲劳曲线向右推移, 在相同循环应力条件下疲劳寿命有较大提高。尤其是在较低循环应力时, 真空使疲劳寿命提

高的幅度较大。出现上述结果的原因可能与真空对疲劳裂纹扩展过程的影响有关。

疲劳裂纹的扩展是在循环应力作用下使裂纹前沿反复张开与闭合的结果。在疲劳断口上所出现的疲

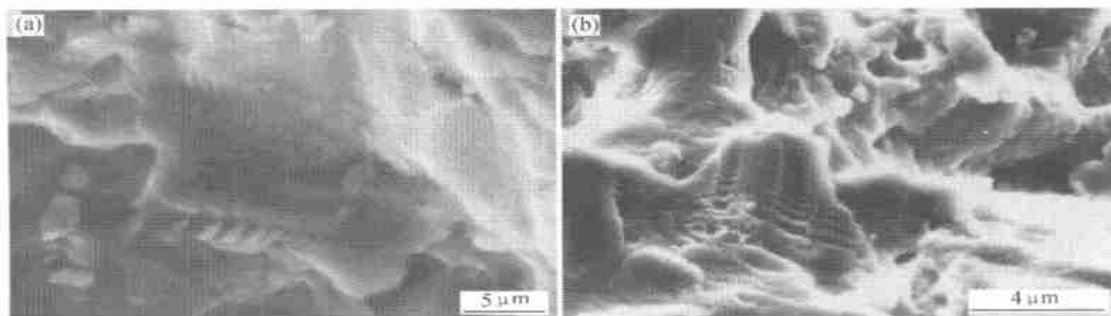


图 4 空气环境下疲劳断口中出现的轮胎花样 (SEM)

Fig. 4 SEM micrographs showing tyre-like pattern in the fatigue fracture in air
(a) $\sigma = 200 \text{ MPa}$, $N_f = 92870$; (b) $\sigma = 300 \text{ MPa}$, $N_f = 3241$

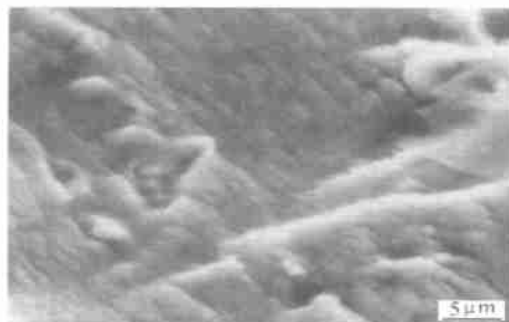


图 5 峰时效态 2A12 合金空气条件下出现的疲劳条纹 (SEM)

Fig. 5 SEM micrographs showing the fatigue striations on the fatigue fractures in air for the peak-aged 2A12 alloy
($\sigma = 200 \text{ MPa}$, $N_f = 160752$)

劳条纹实际上是裂纹前沿反复张开与闭合的痕迹。一般情况下, 一个条纹与一次应力循环相对应。条纹间距是对每次应力循环时裂纹扩展长度的表征。在真空条件下, 疲劳裂纹张开时形成的新表面不会发生氧化而产生氧化膜。因此, 在压应力循环半周期里, 新形成的表面会很容易完全闭合。在下一个拉应力循环半周期里, 裂纹前沿便难于被重新拉开。在空气中, 新形成表面上的氧化膜会阻碍裂纹的充分闭合过程, 从而使裂纹前沿容易张开与扩展。因此, 真空条件下疲劳寿命提高, 疲劳曲线右移。在低循环应力条件下, 裂纹扩展速率慢, 更有利于发挥真空对裂纹表面净化效应的作用, 从而使疲劳循环断裂次数明显增加。

在峰时效态 2A12 合金真空疲劳断口上难于观察到疲劳条纹, 可能与真空对疲劳裂纹表面的静化效应使应力循环断裂次数显著增加有关。有多次交变应力的反复作用下, 两个裂纹面相对滑动反复摩擦, 易于

使疲劳条纹的高度明显减小。

在室温大气条件下, 峰时效态 2A12 合金疲劳断口上出现轮胎花样, 可以作为疲劳裂纹表面形成氧化物薄膜的佐证。所出现的轮胎花样实际上可能是伴随疲劳裂纹前沿的反复张开与闭合, 使形成的氧化物薄膜周期性被压碎而产生的“压痕”花样。在真空疲劳裂纹表面不形成氧化物薄膜, 故不会形成轮胎花样。

4 结论

(1) 在真空环境下峰时效态 2A12 合金的疲劳寿命明显提高, $S-N$ 曲线右移。循环应力水平越低, 效果越明显。

(2) 峰时效态 2A12 合金在真空和大气条件下疲劳断口均为穿晶断口。在室温大气疲劳断口上出现轮胎花样与疲劳条纹。在低循环应力时出现疲劳条纹的区域增多。真空环境下极少出现轮胎花样与疲劳条纹。

参考文献

- [1] D C Slivik, C P Blankenship, JR E A Starke, JR and R P Gangloff. Intrinsic Fatigue Crack Growth Rates for Al-Li-Cu-Mg Alloys in Vacuum [J]. Metal Trans, 1993, 22(3): 1807—1817.
- [2] Kichiro Endo, Kenjiro Komai. Fatigue Crack Propagation in an Aluminum Alloy in Ultra-High Vacuum [J]. J Soc Mater and Sci Japan, 1977, 26: 143—148.
- [3] D Khireddine, M H Khireddine. Low Cycle Fatigue Behavior of an Aluminium Alloy with Small Shearable Precipitates [J]. Effect of Surface Coating, 2000, 22: 585—591.
- [4] B I Verkin and N M Grinberg. The Effect of Vacuum on the Fatigue Behavior of Metals and Alloys [J]. Mater Sci Eng, 1979, 41: 149—181.

2.4 含圆孔层合板疲劳模型的验证

为验证模型 (5) 的合理性, 对孔径为 5mm 的层合板进行在三个应力水平下的疲劳寿命试验, 试验在 SHIMADZ-48000 疲劳试验机上进行, 加载频率为 4. 1Hz, 加载方式是正弦载荷形式, 应力比为 0. 1。疲劳试验值及按照式 (5) 得到的疲劳寿命预测值记入表 4, 其中带有 5mm 孔径的疲劳破坏试件的 X 射线照片如图 1 所示。

表 4 不同应力水平的疲劳寿命预测值与试验值
Table 4 Fatigue test and predication data under different stress levels

Stress level/ M Pa	N_e	N_p	$\frac{N_e - N_p}{N_s}$
470	229772	280114	17. 97%
490	153780	188538	18. 43%
515	90476	70038	29. 64%

从疲劳寿命的预测结果来看, 应用本工作提出的疲劳理论模型计算值与疲劳试验寿命值的大小较为吻合。误差不大于 29. 64%, 模型预测结果的精确程度满足工程实际要求^[9]。由此看出, 本工作采用少量试件、简单的试验及演算过程得到满意精度的含圆孔层合板的疲劳预测模型, 用此模型可以简单、快捷、经济、高精度地预测含圆孔层合板的疲劳寿命。



图 1 孔径 5mm 层合板疲劳失效试件的 X 射线图
Fig. 1 X-ray graph for a tensile specimen with a hole in diameter 5mm

3 结论

基于无孔复合材料层合板指数函数疲劳寿命预测模型, 将复合材料含圆孔层合板静强度的“平均应力准则”概念应用于交变应力的材料疲劳寿命计算, 提出了应力修正因子 β , 构建了带圆孔复合材料层合板的疲劳寿命预测模型。通过 T 300/ KH304 层合板在三种不同应力水平的疲劳试验研究及验证, 表明本研究的疲劳模型是可行的, 为含圆孔层合板提供了一新的疲劳寿命预测模型。对在实际工作中需要大量试验描述和确定的含圆孔层合板的 S-N 曲线, 利用本研究的建模方法, 含圆孔层合板的疲劳建模问题就简化为从少量疲劳试件获得平均应力和修正因子 β 两个参数的过程, 从而快捷经济地获得含不同孔径层合板的

疲劳寿命预测模型。

参考文献

[1] 陈华辉, 等. 现代复合材料 [M] . 北京: 中国物资出版社, 1998.
[2] 张耀, 理有亲. 航空复合材料技术成果集: 加速我国航空复合材料技术的发展 [M] . 北京: 航空工业出版社, 1993.
[3] Gamsted E K. Fatigue propagation of fibre-bridged cracks in unidirectional polymer-matrix composites [J] . Applied Composite Materials, 2001, 8: 385—410.
[4] Han. Fatigue life prediction and failure mechanisms of composite materials [J] . Advanced Comp Mat, 1992, 2 (1): 29—50.
[5] Whitworth H A. Evaluation of the residual strength degradation in composite laminates under loading [J] . Composite Structures, 2001, 48: 261—264.
[6] 翟洪军, 姚卫星. 纤维增强树脂基复合材料疲劳剩余刚度研究发展 [J] . 力学进展, 2002, 32 (1): 69—80.
[7] Nobuo Otani. Fatigue life prediction of composites under two-stage loading [J] . Journal of materials science, 1997, 32 : 755—760.
[8] 李顺林. 复合材料工作手册 [M] . 北京: 航空工业出版社, 1989.
[9] Wen-Fang Wu. A Study of Fatigue Damage and Fatigue Life of Composite Laminates [J] . J Comp Mat, 1996, 30 (1) : 123—137 .
[10] 郝勇. 含孔复合材料层合板损伤破坏研究 [D] . 南京: 南京航空航天大学, 1999.
[11] HB5440—89, 碳纤维树脂基复合材料拉-拉疲劳试验方法 [S] .
[12] 齐红宇. 复合材料机匣及疲劳理论研究 [D] . 南京: 南京航空航天大学, 2001.
[13] GB3354—82, 定向纤维增强塑料拉伸性能试验方法 [S] .

基金项目: 航空发动机结构强度“九·五”项目预研课题 (24. 8. 1. 26)
收稿日期: 2003-05-26; 修订日期: 2003-08-18
作者简介: 齐红宇 (1969-), 男, 黑龙江人, 航空宇航推进理论与技术博士后, 研究方向: 航空发动机结构强度, 联系地址: 北京航空航天大学 (100083)。

* * * * *

(上接第 17 页)

[5] R WANG, et al. Fatigue of Copper Single Crystals in Vacuum and in Air [J] . Mater Sci Eng, 1984, 65: 219—243.
[6] N M Gringerg. The Effect of Vacuum on Fatigue Crack Growth [J] . Int J Fatigue, 1982, (4): 83—95 .
[7] S Suresh. 材料的疲劳 [M] . 北京: 国防工业出版社, 1999. 237.
[8] A Vinogradov, S Hashimoto, S Miura. Fatigue Crack Initiation and Propagation in [210] Oriented Copper Single Crystals in Vacuum and in Air [J] . Scripta Mat, 1996, 34: 775—779 .

收稿日期: 2003-09-22; 修订日期: 2003-12-18
作者简介: 金晓鸥 (1962-), 女, 硕士, 主要从事航天结构材料可靠性模拟研究, 联系地址: 哈尔滨工业大学 432# (150001)。