

基于断口的7A09铝合金疲劳裂纹门槛值估算

孔光明,李旭东,刘涛

(海军航空工程学院 青岛校区,山东 青岛 266041)

摘要:金属材料疲劳裂纹门槛值是金属材料疲劳寿命模型中的一个重要参量,现有的测量方法存在测量时间长、成本高的问题。针对该问题,提出了利用高倍率的扫描电子显微镜通过对疲劳断口进行量化检测获得裂纹扩展门槛值的方法。结果表明,利用该方法获得门槛值与采用升降法获得的门槛值数值差距较小,且测量方法简单。

关键词:7A09 铝合金;疲劳裂纹门槛值;断口分析;疲劳裂纹扩展

本文引用格式:孔光明,李旭东,刘涛. 基于断口的7A09铝合金疲劳裂纹门槛值估算[J]. 四川兵工学报,2015(7): 151-153.

Citation format:KONG Guang-ming, LI Xu-dong, LIU Tao. Estimation of Fatigue Crack Threshold Based on Fractography of Aluminum Alloy[J]. Journal of Sichuan Ordnance,2015(7):151-153.

中图分类号: TG132

文献标识码: A

文章编号: 1006-0707(2015)07-0151-03

Estimation of Fatigue Crack Threshold Based on Fractography of Aluminum Alloy

KONG Guang-ming, LI Xu-dong, LIU Tao

(Qingdao Campus, Naval Aeronautical Engineering Institute, Qingdao 266041, China)

Abstract: Fatigue crack threshold is a parameter of significant importance in fatigue life prediction model of metal, which has problems in time and cost consuming. The present thesis made a research on fatigue crack threshold based on the fractography analysis with the help of high resolution scanning electron microscope. Results indicate the present procedure can give approximately the same prediction of fatigue crack threshold as the traditional up and down method. But the present procedure operates more easily.

Key words: 7A09 aluminum alloy; fatigue crack threshold; fractography analysis; fatigue crack growth

Al-Zn-Mg-Cu系合金具有密度小、强度高、加工性能好等特点,广泛应用于航空航天工业,是飞机结构的主要承力结构材料之一^[1,2]。铝合金构件在服役过程中的环境损伤和疲劳载荷交互作用下会产生疲劳破坏,严重影响了飞机结构的完整性。近年来,对铝合金疲劳损伤过程的研究一直是航空工程领域关注的焦点,研究人员提出了大量的疲劳寿命预测模型^[3],而疲劳裂纹扩展门槛值 ΔK_{th} 是一个非常重要的材料性能常数,并且影响因素多,往往不同批次的同一种材料 ΔK_{th} 都存在差别,依据国家标准测定该常数存在试验时间长、成本高的缺点^[4-9],因此,本研究提出利用扫描电子显微镜对疲劳断口进行定量分析来相对简单的获得 ΔK_{th} 的估

计值的一种方法。

1 ΔK_{th} 测定的理论基础

ΔK_{th} 定义为裂纹不扩展的最大应力强度因子范围 ΔK 。对于塑性材料铝合金而言, ΔK_{th} 可修正为当裂纹扩展速率 $\frac{da}{dN} = 10^{-10}$ m/cycle时所对应的应力强度因子范围 ΔK ,并且其疲劳断口会形成以疲劳辉纹为代表的塑性变形,在理想的单纯机械疲劳载荷作用下,疲劳辉纹与应力循环存在一一对应关系,即每一道疲劳辉纹都是在一次应力循环中形成的。

收稿日期:2015-01-22

基金项目:国家自然科学基金项目“环境影响下的多尺度轻金属合金高周疲劳失效机理及对策研究”(11272173)

作者简介:通讯作者:孔光明(1986—),男,主要从事飞机结构疲劳寿命评定研究。

通过测量疲劳辉纹的间距,就可以获得该辉纹形成时所对应的裂纹扩展速率 $\frac{da}{dN}$ 。因此,在疲劳断口定量分析的获得 $\log(da/dN) \sim \log(\Delta K)$ 方程的基础上,反解出裂纹扩展速率 $\frac{da}{dN} = 10^{-10}$ m/cycle 时的 ΔK 值,即为 ΔK_{th} 。

2 实验材料及方法

实验采用 T6 状态的 7A09 铝合金,沿着轧制方向截取狗骨状试件,如图 1 所示,厚度为 3 mm。材料的力学性能通过单向拉伸试验确定,屈服强度 500 MPa,抗拉强度 540 MPa,弹性模量 7.2 GPa。7A09 铝合金的化学成分如表 1 所示。

在 MTS-810 试验机上进行疲劳试验,采用应力控制,应力按照正弦波变化,PVC 补偿。疲劳加载过程中的应力需要根据材料的力学性能选择。应力过大,会造成裂纹扩展速度较快,断口上近门槛区面积过小,应力水平如果过低,又会造成疲劳试验时间过长,推荐设定最大应力为屈服应力的 20%,因此实验中设定实验最大应力为 100 MPa,由于裂纹扩展近门槛区存在很强的闭合效应,因此如果应力比过小,或者出现负的应力比,容易导致张开的裂纹面反复摩擦,造成断口的疲劳辉纹痕迹不明显,甚至被完全擦除,因此试验中设定 $R=0.1$,加载频率依据 MTS-810 的性能设定为 $f=5$ Hz 保持恒定。通过试件表面观测,若表面裂纹长度超过 5 mm,终止疲劳试验并开启静拉伸程序将试件拉断。受电镜样品室尺寸所限,试件断裂后立即在距离断口面不小于 1 cm 处将试件切断,切断过程中注意保护防止擦伤断口,将含断口一段试件立即置于 JSM-6700 电镜下进行观测,防止断口氧化造成断口模糊不清。

表 1 7A09 铝合金的化学成分(质量分数/%)

Zn	Mg	Cu	Mn	Fe	Si	Mn	Al
5.1~6.1	2.0~3.0	1.2~2.0	0.2~0.6	0.5	0.5	0.15	Bal

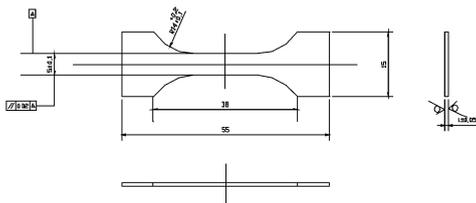


图 1 试件尺寸

3 试验结果与讨论

构件的疲劳裂纹扩展往往经过短裂纹阶段和长裂纹阶段,由于短裂纹和长裂纹的扩展机制不同,即便 $\Delta K < \Delta K_{th}$,短裂纹也会扩展,而且短裂纹扩展速率 $\frac{da}{dN}$ 随着 $\Delta K_{th} - \Delta K$ 的增加而增加。 ΔK 与 ΔK_{th} 接近的位置,长裂纹和短裂纹的扩

展速率都会比较低,甚至停止扩展。因此在该位置裂纹面会反复的摩擦,在断口处会产生比较明显的一条痕迹线(为后续表述方便,不妨设其为 L_c),如图 2 箭头所示。该痕迹线为长裂纹扩展机制和短裂纹扩展机制的过渡阶段,此时的裂纹长度可以由标尺测量得出,设其为 a_0 ,则此时对应的 SIF 可以由应力强度因子手册给出,设其为 ΔK_0

$$\Delta K_0 = \Delta \sigma \sqrt{\pi a_0} f(a_0/W) \quad (1)$$

式中: $\Delta \sigma$ 为疲劳应力幅值。由于试验中应力比 $R=0.1$,因此可以将循环应力最大值作为应力幅值,即 $\sigma_{max} \approx \Delta \sigma$; W 表示试件疲劳加载区的总宽度; $f(a_0/W)$ 是与裂纹有关的形状修正因子,查阅应力强度因子手册,可得 $f(a_0/W)$ 可做如下修正

$$f(a_0/W) = 1.12 - 0.231a_0/W + 10.55(a_0/W)^2 - 21.72(a_0/W)^3 + 30.39(a_0/W)^4 \quad (2)$$

该值可以作为 ΔK_{th} 的下限估计值。

以 L_c 为起点,在 100 000X 放大倍率下沿着裂纹扩展方向搜寻疲劳裂纹辉纹(图 3)。原则上如果测量得到疲劳辉纹的间距小于 10^{-10} m,则以此处对应的裂纹扩展长度代入式(1)、式(2)即可计算得到 ΔK ,但是实际上难以测量得到 10^{-10} m 量级的条纹间距,但是对于这种延展性比较好的金属材料可以相对容易得到接近门槛值对应裂纹扩展速率的 $10^{-5} \sim 10^{-8}$ m 量级间距的疲劳辉纹。利用式(1)得到近门槛值区域的间距在 $10^{-6} \sim 10^{-8}$ m 的不少于 4 种间距的疲劳辉纹,利用式(2)和式(1)得到其对应的 ΔK ,在双对数坐标系下辉纹间距与 ΔK 的关系如图 4 所示,其服从如式(3)所示的关系

$$\frac{da}{dN} = k(\Delta K - b)^\lambda \quad (3)$$

其中 k, b, λ 为待定常数,由最小二乘法拟合得到。将 $\frac{da}{dN} = 10^{-10}$ m/cycle,代入式(3),可以得到

$$\Delta K_{th} = 2.61 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{0.5} \quad (4)$$

该批次材料通过升降法得到的门槛值为 2.637 MPa \cdot m $^{0.5}$,而根据断口得到的门槛值下限估计值 ΔK_0 为 2.517 MPa \cdot m $^{0.5}$ 。可见基于断口的测量估计的门槛值与采用标准试验方法得到的门槛值比较接近,因此可以作为一种疲劳裂纹扩展门槛值的估计方法,且比门槛值的标准试验方法更为简单省时。

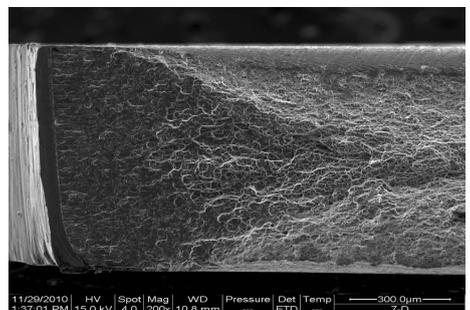


图 2 低倍率下的疲劳断口

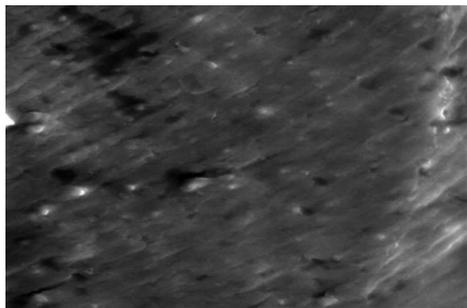


图3 高倍率下的疲劳断口

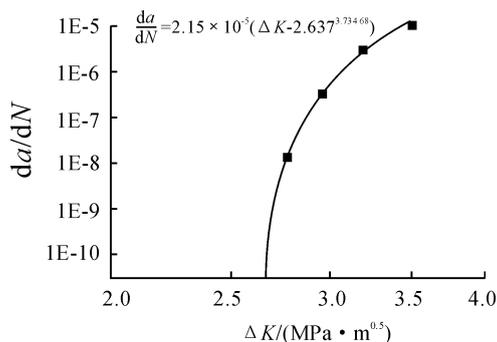


图4 近门槛区裂纹扩展速率与应力强度因子的关系

4 结论

本文通过高倍率扫描电子显微镜对疲劳断口进行分析,获得其疲劳辉纹间距信息,以其数值作为裂纹扩展速率,并在分析了近门槛区的裂纹扩展速率与SIF的关系基础上,得到 ΔK_{th} 的数值,与升降法得到的结果相比,该方法给出的结果较为接近,且更为简单省时,可以提供门槛值估算的一种思路。但是该方法要求材料的塑性较好,能够形成比较细小的疲劳辉纹,如果材料的塑性不佳,则可能在近门槛区无法形成清晰的辉纹,则本方法失效。

参考文献:

- [1] Du ML, Chiang FP, Kagwade SV, et al. Damage of Al 2024 alloy due to sequential exposure to fatigue, corrosion and fatigue[J]. Int J Fatigue, 1998, 20(10): 743-801.
- [2] Li Xu-Dong, Wang Xi-Shu, Ren Huai-Hui, et al. Effect of prior corrosion state on the fatigue small cracking behaviour of 6151-T6 aluminum alloy[J]. Corros. Sci., 2012, 55(2): 26-33.
- [3] Sankaran KK, Perez R, Jata KV. Effects of pitting corrosion on the fatigue behavior of aluminum alloy 7075-T6: modeling and experimental studies[J]. Mater Sci Eng A., 2001, A297: 223-231.
- [4] Xi-Shu Wang, Xu-Dong Li, Huai-Hui Ren, et al. SEM in-situ study on high cyclic fatigue of SnPb-solder joint in the electronic packaging[J]. Microelectronics Reliability, 2011(51): 1377-1384.
- [5] Newman JC, Raju IS. An empirical stress-intensity factor equation for the surface crack[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1981, 15(5): 185-192.
- [6] 李旭东, 刘治国, 穆志韬, 等. 基于飞行载荷的LC9铝合金腐蚀疲劳裂纹扩展研究[J]. 腐蚀与防护, 2013, 34(11): 985-988.
- [7] Newman JC, Raju IS. An empirical stress-intensity factor equation for the surface crack[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1981, 15(5): 185-192.
- [8] Peterson RE. Notch-sensitivity. In: Sines G, Waisman JL, editors. Metal fatigue [Z]. New York: McGraw Hill, 1959: 293-306.
- [9] Taylor D. Analysis of fatigue failures in components using the theory of critical distances[J]. Eng Fail Anal, 2005, 12(6): 6-14.

(责任编辑 唐定国)