技术专论

材料疲劳裂纹门槛值测定方法研究

李旭东,穆志韬,孔光明,吕航

(海军航空工程学院 青岛校区,山东 青岛 266041)

摘要:目的研究快速简便的金属材料疲劳裂纹扩展门槛值测定方法。方法利用原位观察技术, 通过对裂纹扩展的精确捕捉获得材料裂纹扩展门槛值。结果利用原位技术测量获得的LY12CZ 铝合金材料疲劳裂纹门槛值与Bucci采用升降法获得的门槛值数据相近,并且测量简便。结论利 用扫描电镜原位技术可以快速获得裂纹扩展门槛值,是一项具有工程应用前景的裂纹扩展门槛值 测量手段。

关键词:疲劳裂纹扩展;门槛值;扫描电镜原位研究 DOI:10.7643/issn.1672-9242.2014.01.016 中图分类号:TG174.3⁺4;V252 文献标识码:A 文章编号:1672-9242(2014)01-0082-04

Research on Method for Threshold Value Determination of Fatigue Crack Growth of Material

LI Xu-dong, *MU Zhi-tao*, *KONG Guang-ming*, *LYV Hang* (Qingdao Campus of Naval Aeronautical Academy, Qingdao 266041, China)

ABSTRACT: Objective To achieve a method for quick and convenient determination of the crack growth threshold value of metal material. **Methods** By means of in situ observation techniques, the threshold crack growth threshold of material could be obtained by accurately capturing the crack propagation behaviour. **Results** The crack growth threshold value given by the proposed in situ method was close to the value given by Bucci using the up and down method. **Conclusion** The proposed in situ method for quick and convenient determination of the crack growth threshold is very promising for engineering application.

KEY WORDS: fatigue crack propagation; threshold value; SEM in-situ study

收稿日期: 2013-08-21; 修订日期: 2013-09-15

Received: 2013-08-21; Revised: 2013-09-15

基金项目: 国家自然科学基金项目(11272173)

Fund: Supported by the National Natural Science Foundation Program of China(11272173)

作者简介:李旭东(1984—),男,硕士,讲师,主要研究方向为材料腐蚀疲劳评估。

Biography: LI Xu-dong(1984-), Male, Master, Lecturer, Research focus: resistance to corrosion fatigue.

在工程设计中长期以来一直追求对材料的最有 效利用,导致结构强度安全储备越来越少,随之带来 的疲劳问题在二战后期就引起了工程界的广泛关 注。尤其在航空领域,现代飞机的造价越来越高, 大量老龄飞机需要超龄服役,而在新飞机定寿或老 龄飞机延寿工作中,最主要的一项内容就是考核结 构材料的疲劳性能指标。在材料疲劳性能研究中, 疲劳裂纹扩展门槛值ΔK₄是一个非常重要的指 标,而金属材料的 ΔK_{μ} 一般定义为裂纹扩展速率为 10^{-10} m/cvcle时所对应的应力强度因子范围 ΔK_{\circ} 各 国针对该项指标均提出了测定方法并将其列入国家 标准,其方法可以阐述为:当裂纹扩展速率da 满足 10^{-9} m/cycle< $\frac{da}{dN}$ < 10^{-10} m/cycle时,进行多次测量,通 过线性回归法拟合出 $\lg \frac{da}{dN} - \Delta K$ 线性关系,该线性 关系在 $\frac{da}{dN}$ =10⁻¹⁰ m/cycle 时计算得到的 ΔK 值即为 $\Delta K_{h}^{[1-6]}$ 。该方法存在明显的不足之处:1)裂纹长度 测定不够精确,尤其近门槛值裂纹扩展存在很强的 闭合效应,目视检测误差较大[7-15];2)测量周期长, 成本高。

笔者利用带有液压伺服疲劳加载设备的扫描电 镜原位观测研究方法(SEM in-situ study)获得材料 的疲劳裂纹扩展门槛值。该方法可以借助扫描电镜 的高分辨率特点,精确掌握裂纹的萌生与扩展情况, 测量其长度,从而在较短时间内逼近并获得疲劳裂 纹扩展门槛值。

1 试验测量

1.1 试验件材料

试验样件所用材料为LY12CZ航空用铝合金。 材料的力学性能(实测值):抗拉强度447 MPa,屈服 强度293 MPa^[11]。沿轧制方向截取哑铃状试件,其尺 寸如图1所示,其中厚度为1 mm。

1.2 试验设备

疲劳加载采用液压伺服加载装置的SS550 (Shimadzu, Tokyo)SEM原位观测系统。该系统可以

提供最大1000N的力,最高加载频率15Hz。在疲劳 加载过程中,利用SEM电镜进行高精度的原位观测, 获得的图像可以通过数据接口传输给计算机,得到 分辨率为1280×720的试件表面图像。为了有效地 跟踪微裂纹萌生和扩展的全过程,在试样的中部制 备了一定曲率半径的小缺口。疲劳加载采用应力控 制,即正弦波形应力比*R*为0.1的拉拉疲劳^[6-11]。

为了缩短试验时间,疲劳加载频率设定为f=5 Hz, 采集图像时为了获得分辨率更高的图片,将频率暂 时降低为f=0.1 Hz^[12-14]。



图1 试样尺寸 Fig.1 Specimen details



Fig.2 Illustration of crack length a

1.3 试验方法

试验过程中首先取较大的应力载荷使裂纹萌 生。试验中采取的初始载荷为270 MPa,锁定加载应 力比R=0.1不变。当观察到试样缺口根部萌生裂纹 后,开始降低载荷。为了得到精确的裂纹扩展门槛 值,每次降载幅度不宜太大,试验中设定每次应力降 低10 MPa。每次降载后,加载试验2×10⁴个应力循 环,将频率降至0.1 Hz,在最大载荷处采集试件表面 裂纹图像,测量其扩展长度值,若测量得到裂纹扩 展增量 $\Delta a>2 \times 10^{-6}$ m,则表明裂纹扩展速率 $\frac{da}{dN} >$ 10⁻¹⁰ m/cycle,则需要降低加载应力以降低裂纹扩展 速率,直至测量得到在两次观测时间内(即2×10⁴个 应力循环内)裂纹扩展长度 $\Delta a \leq 2 \times 10^{-6}$ m,即裂纹 扩展速率 $\frac{da}{dN} \leq 10^{-10}$ m/cycle时停止试验。此时对应 的应力强度因子即可认为是疲劳裂纹扩展门槛值。 对于文中所采用的带有缺口的试件,其应力强度因 子的计算如下:

$$\Delta K = \Delta \sigma \ \sqrt{\pi a} f(a/W) \tag{1}$$

式中: $\Delta \sigma$ 为疲劳应力幅值。由于本次试验中 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 $\sigma_{max} \approx \Delta \sigma$;*a*表示裂纹长度,疲劳裂纹扩展 路径呈现极不规则的形态,造成长度难以测量,因此 文中裂纹长度一律定义为裂纹在垂直于载荷的方向 上的投影长度,如图2所示。这种处理方式是有意 义的,这种在高倍显微镜下观测到的"之"字形扩展 路径在宏观尺度下都可以看成是直线扩展。由于试 件中有预制裂纹,因此式(1)中裂纹长度需要计入预 制裂纹长度 a_0 (如图2所示);W表示试件疲劳加载区 的总宽度;f(a/W)是与裂纹有关的形状修正因子。 根据不同的形状缺口预制试件,其形状因子表达式f(a/W)可做如下修正。

 $f(a/W) = 1.12 - 0.231a/W + 10.55(a/W)^{2} - 21.72 \cdot (a/W)^{3} + 30.39(a/W)^{4}$ (2)

2 试验结果及讨论

2.1 疲劳裂纹扩展形貌

试样在最大应力为 270 MPa, R=0.1 的条件下循 环加载 437 cycle,试样表面缺口处萌生裂纹,其形貌 如图 3 所示。降低应力水平至 250 MPa,试样表面裂 纹形貌如图 4a 所示。在该应力载荷下循环 2 × 10⁴周 次后,裂纹长度增长量 $\Delta a < 2 \mu$ m,如图 4b 所示。 即该应力水平下裂纹扩展速率 $\frac{da}{dN} < 10^{-10}$ m/cycle , 则可以认为此时所得应力强度因子即为疲劳裂纹扩 展门槛值。

2.2 裂纹扩展门槛值计算

通过原位测量得到,试件宽度W=5mm。在最大







a N=1260 cycle



b N=21 260 cycle

- 图 4 LY12CZ 铝合金在 σ_{max}=250 MPa下不同循环周次时的 裂纹形貌
- Fig.4 Crack morphology of different cycles at σ_{max} =250 MPa for LY12CZ

应力 σ_{max} =250 MPa,应力比 R=0.1 的情况下,当实际 裂纹长度为 23.1 μ m时(包含预制裂纹长度 a_0),得 到裂纹扩展速率 $\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}N} < 10^{-10}$ m/cycle ,则通过式(1) 以及式(2)的过程得到LY12CZ合金室温下应力比为 0.1 时的裂纹扩展门槛值为 2.38 MPa·m^{1/2}。

文献[3]测定LY12CZ铝合金在*R*=0.1时的裂纹 扩展门槛值为2.67 MPa·m^{1/2},本试验方法测得结果 其误差小于10%,故本测量方法工程上是可行的。

按照现行的GB 6398-2000提供的测定材料疲劳门槛值推荐方法,往往测定一个试件的门槛值就需要若干天时间,而文中观测方法,在较短时间内(本实验中仅循环加载了不到30000个应力循环)便可以判断不同应力水平下的裂纹扩展速率,从而在数小时之内就可以测定材料疲劳裂纹扩展门槛值。

无论是按照美国材料协会ASTM标准还是按照 国家标准,测定疲劳裂纹扩展门槛值往往采用尺寸 较大的CT试样。而本试验方法所用试样是尺寸仅 为45 mm×12 mm×1 mm的板材,因此该试验方法 较传统方法所需试样尺寸更小,试件加工方便,节约 实验材料。尤其是一些比较昂贵的试验材料,如钛 合金,用本实验方法更具有经济价值。

不过,由于文中用原位观测方案测定门槛值, 需要间隔一定循环次数(文中为间隔2×10⁴个循 环)观测一次裂纹扩展情况,实际上对裂纹扩展情 况无法做到完全的实时跟踪,因此无法恰好得到 $\frac{da}{dN} < 10^{-10}$ m/cycle 时所对应的应力强度因子,只 能得到 $\frac{da}{dN} < 10^{-10}$ m/cycle 时所对应的应力强度因 子值,而该值低于材料真正的疲劳裂纹扩展门槛 值。因此本方法给出的门槛值往往偏于保守。

3 结论

采用扫描电镜原位观察技术测定了LY12CZ的 疲劳裂纹扩展门槛值,其具有以下优点:

 1)提高了裂纹扩展长度的测量精度,有效修正 了近门槛值的短裂纹的闭合效应;

 2)借助扫描电镜的直接测量,可以实时判断裂 纹的扩展速率,以及通过改变施加的载荷,控制应力 强度因子迅速逼近门槛值,从而大大地缩短了测定 周期。

参考文献:

[1] AMZALLAG. Proposed ASTM Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates [C]// Proceedings of the ASTM Commitees E-9 on Fatigue and E-24 on Fracture Testing. Pittsburgh, 1979:320-329.

- [2] GB 6398-2000, 金属材料疲劳裂纹扩展速率试验方法[S]. GB 6398-2000, Metal Fatigue Crack Growth Rate Test Method [S].
- [3] BUCCI R J. Development of a Proposed ASTM Standard Test Method for Near-threshold Old Fatigue Crack Growth Rate Measurement [C]//Proceedings of the ASTM Commitees E-9 on Fatigue and E-24 on Fracture Testing. Pittsburgh, 1979:5-28.
- [4] 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 (2): 26-33.
- [5] CAI Zeng-jie, LI Xu-dong, JIA Ming-ming. SEM In-situ Study on Fatigue Crack Growth of LC9 Aluminum Alloy Subjected to Elevated Temperature [C]//Proceedings of 2013 3rd International Conference on Materials and Products Manufacturing Technology. Guangzhou, 2013: 834 – 836.
- [6] 王习术,汤彬,陶沙.铸造镁铝合金的微观破坏机理原 位观测技术与应用[J].机械工程材料,2006(2):1-15.
 WANG Xi-shu, TANG Bin, TAO Sha. Cast Magnesium Alloy Micro Failure Mechanism and Application of in Situ Observation Techniques[J]. Materials for Mechanical Engineering,2006(2):1-15.
- [7] WANG Xi-Shu, FAN Jing-Hong.SEM Online Investigation of Fatigue Crack Initiation and Propagation in Cast Magnesium Alloy [J]. Journal of Materials Science, 2004 (7): 68-72.
- [8] LI X D, MU Z T, LIU Z G. SEM In-situ Study on Pre-corrosion and Fatigue Cracking Behavior of LY12CZ Aluminum Alloy[C]//Proceedings of 2012 2nd International Conference on Fatigue and Fracture. Haerbin, 2012: 81-84.
- [9] WANG Xi-Shu, LI Xu-Dong, REN Huai-Hui, 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.
- [10] 李旭东, 刘治国, 穆志韬, 等. 温度对铝合金材料疲劳 短裂纹萌生行为影响的研究[J]. 海军航空工程学院学 报, 2012(6): 655-658.

LI Xu-dong, LIU Zhi-guo, MU Zhi-tao, et al. Research on Effects of Elevated Temperature on Fatigue Short Crack Initiation Behaviour for Aluminum Alloy [J]. Journal of Aeronauical and Astronautical University, 2012(6): 655– 658.

(下转第92页)

- [12] 冯伟泉. 航天器材料空间环境适应性评价与认定准则研究[J]. 航天器环境工程, 2010, 27(2):53-58.
 FENG Wei-quan. Research and Evaluation Criterion that Environmental Adaptability of Spacecraft Materials Space
 [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2010, 27 (2): 53-58.
- [13] 丁光雨,陆山,撒彦成.同类异形产品环境因子的确定 方法及应用[J].装备环境工程,2013,10(5):61-64. DING Guang-yu, LU Shan, SA Yan-cheng. Determination Method of Environmental Factors for Same Kind Products and Application[J]. Equipment Environmental Engineering, 2013,10(5):61-64.
- [14] 党晓勇,赵英,庞明磊,等.橡胶密封件加速老化试验 影响因素分析及验证[J].装备环境工程,2013,10(4):
 5-8.

DANG Xiao-yong, ZHAO Ying, PANG Ming-lei, et al.

Analysis and Verification of Influencing Factors of Accelerated Aging Tests for Rubber Seals[J]. Equipment Environmental Engineering, 2013,10(4):5–8.

- [15] 雷剑宇, 霍佳静, 楚丽妍. 载人航天器关键电子产品综合环境应力试验[J]. 装备环境工程, 2013, 9(5):6-8.
 LEI Jian-yu, HUO Jia-jing, CHU Li-yan. Combined Environmental Test of Key Electronic Equipments of Manned Spacecraft [J]. Equipment Environmental Engineering, 2013,9(5):6-8.
- [16] 郝冲,许路铁,俞卫博,等.某灵巧弹药红外敏感器部 件贮存加速寿命试验应力的研究[J].装备环境工程, 2013,9(4):23-26.

HAO Chong, XU Lu-tie, YU Wei-bo, et al. Study on Accelerated Storage Life Testing of Infrared Sensor Component of Smart Ammunition [J]. Equipment Environmental Engineering, 2013,9(4):23-26.

(上接第85页)

[11] 李旭东,穆志韬,刘治国,等.基于分形理论的6A02铝 合金腐蚀损伤评估[J].装备环境工程,2012,9(4): 27-30.

LI Xu-dong, MU Zhi-tao, LIU Zhi-guo, et al. Evaluation of Corrosion Damage for 6A02 Aluminum Alloy Based Fractal Theory [J]. Equipment Environmental Engineering, 2012,9(4): 27-30.

[12] 李旭东,张连峰,朱武峰,等.铝合金高温低周疲劳裂
 纹扩展可靠性评估[J].装备环境工程,2013,10(5):
 134-137.

LI Xu-dong, ZHANG Lian-feng, ZHU Wu-feng, et al. Evaluation for Reliability Based Low Cycle Fatigue Crack Growth of Aluminum Alloy Subjected to Elevated Temperature [J]. Equipment Environmental Engineering, 2013, 10 (5): 134-137.

[13] 李旭东, 刘治国, 穆志韬. 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(11): 985-988.

LI Xu-dong, LIU Zhi-guo, MU Zhi-tao. Fatigue Crack

Growth from Corrosion Damage in LC9 Aluminum Alloy Based on Aircraft Loading [J]. Corrosion and Protection, 2013(11):985-988.

[14] 李旭东,王玉刚,苏维国,等.预腐蚀LY12CZ铝合金疲 劳裂纹扩展行为研究[J].青岛科技大学学报(自然科学 版),2013(2):182-187.

LI Xu-dong, WANG Yu-gang, SU Wei-guo, et al. Research on Fatigue Cracking Behavior of LY12CZ Aluminum Alloy with Corrosion Damage [J]. Journal of Qingdao University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2013(2): 182-187.

[15] 李旭东, 刘治国, 穆志韬, 等. 基于短裂纹的LD10CZ铝 合金腐蚀预疲劳裂纹扩展研究[J]. 海军航空工程学院 学报, 2013(1): 47-52.

LI Xu-dong, LIU Zhi-guo, MU Zhi-tao, et al. Micro-crack Based Research on Fatigue Crack Growth of LD10CZ Aluminum Alloy with Pre-corrosion Damage [J]. Journal of Aeronauical and Astronautical University, 2013 (1): 47-52.