温度对LY12CZ铝合金疲劳短裂纹扩展行为的影响

姜梅¹,李旭东²,穆志韬²

(1. 海军装备部合同监督管理部,北京 100841; 2. 海军航空工程学院 青岛校区,山东 青岛 266041)

摘要:LY12CZ铝合金在飞机结构中广泛应用,由于其在高温下软化倾向小,因此可以用作受热部件。 随着温度的提高,材料的物理性质会发生改变,引起材料抗疲劳性能退化,缩短结构的服役寿命。利用扫描 电镜原位技术对不同温度下铝合金的疲劳行为进行研究。试验结果表明温度会影响铝合金疲劳短裂纹的 扩展。基于短裂纹行为,提出了一种评价温度机械疲劳载荷共同作用下的铝合金短裂纹行为方法。

关键词:疲劳裂纹;铝合金;微结构;SEM原位技术;温度 DOI:10.7643/issn.1672-9242.2013.03.0010 中图分类号:TG172.9;V250.3 文献标识码:A 文章编号:1672-9242(2013)03-0039-05

Influence of Temperature on Short Fatigue Crack Propagation Behavior of LY12CZ Aluminum

JIANG Mei¹, LI Xu-dong², MU Zhi-tao²

(1. Armament Department of the Navy Contract Supervision and Management Department, Beijing 100841, China;2. Qingdao Branch of Naval Aeronautical Academy, Qingdao 266041, China)

Abstract: Aluminum alloy LY12CZ is widely applied in aviation industry. For the low softening tendency under high temperature, it can be used in structures that will serve in high temperature environment. But with temperature increasing, the physical property of the material will suffer from degradation, and the service life will be reduced. The fatigue behavior of the material under various elevated temperature was studied using SEM in–situ technology. The result indicated that elevated temperatures do have impacts on fatigue crack propagation. Based on the micro–cracking investigation, a method to evaluate the fatigue crack growth under combined effect of elevated temperature and mechanical fatigue loads was put forward.

Key words: fatigue crack; aluminum alloy; microstructure; SEM in-situ technology; elevated temperature

由于LY12CZ铝合金具有较低的密度以及较高的强度,因而被广泛应用于飞机结构中。在飞机结构中,LY12CZ构件将承受高低温循环热载荷,在热应力和机械应力的共同作用下,相比单纯的机械疲

劳,铝合金构件使用寿命会显著缩短,从而威胁飞机 结构完整性。仅根据机械疲劳进行结构寿命评估会 带来比较大的风险。基于铝合金微尺度裂纹扩展行 为的模型能更为可靠地预测机械与温度载荷下的构

收稿日期: 2013-01-05

作者简介:姜梅(1972—),女,山东青岛人,工程师,主要研究方向为装备寿命可靠性。

件寿命,因此结合高分辨率显微系统对疲劳过程进行细观研究成为最近的一大研究热点。利用扫描电镜原位技术进行了环境温度对于疲劳裂纹扩展行为的影响研究。

1 高温疲劳加载试验

试件采用LY12CZ铝合金板材制成,呈现狗骨 状,尺寸按照SEM疲劳加载夹头设计,如图1所示。 材料化学成分和主要力学性能见表1。为了便于捕 捉到裂纹,在试件中部制作了一个半径0.05 mm、深 度0.1 mm的缺口,以造成局部小范围的应力集中。 疲劳加载采用可加温的液压伺服加载装置 SS550 (Shimadzu, Tokyo)SEM 原位观测系统。该系统可以 提供最大1000 N的力,最高加载频率25 Hz,并可以 提供最高800℃的环境温度,便于研究高温条件下 的疲劳过程。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1280×720分辨率的试件表 面图像。因为LY12CZ构件在飞机中承受的温度不 超过400 ℃,因此试验中分别对试件施加100,200, 300,400 ℃的温度载荷,每个温度条件下分别施加 150,200,250 MPa共3种疲劳荷载,每个温度-疲劳 载荷组合进行两次重复试验,一共24个试件。疲劳 加载采用正弦波形,应力比R为0.05的拉拉疲劳。



图1 试件形状以及尺寸

Fig. 1 Shape and size of the specimen

表1 LY12CZ铝合金的成分(质量分数)以及力学性能

Table 1 Nominal composition and mechanical properties of LY12CZ aluminum alloy

							%0
组分	Cu	Mn	Mg	Ti	Al	$\sigma_{\text{0.2}}$ /MPa	$\sigma_{ m b}/{ m MPa}$
LY12CZ	4.0	0.7	0.60	0.12	余量	275	415

为了缩短试验时间,疲劳加载频率设定为f=10 Hz,根据情况每隔一段时间拍摄一次试件表面。拍 照时为了获得分辨率更高的图片,采集图像时将频 率调整为f=0.1 Hz。

2 铝合金疲劳裂纹扩展行为

通过SEM原位观测,可以清晰捕捉到材料微结 构对裂纹扩展行为的影响。铝合金材料在高温条件 下存在穿晶断裂和沿晶断裂两种形式,如图2所 示。如果晶界结合力较小,那么倾向于发生沿晶断 裂;如果晶界结合力较大,那么比较容易发生穿晶断 裂。高温条件下,晶界之间的结合力受到高温的影 响而减弱,因此在温度较高的情况下,容易发生沿晶 断裂,如图2a所示;在温度较低的情况下,晶粒之间 的结合力相对比较大,因此容易发生穿晶断裂,如图 2b所示。由于穿晶断裂所消耗的能量往往要高于沿 晶断裂,因此铝合金材料在高温下的疲劳强度下降。



a 沿晶断裂(400 ℃, 200 MPa) b 穿晶断裂(100 ℃, 200 MPa)

图2 高温下疲劳裂纹扩展SEM形貌

Fig. 2 SEM images of fatigue crack propagation at elevated temperature

3 温度条件下的疲劳裂纹评价

研究疲劳裂纹扩展行为通常用"疲劳裂纹扩展 速率"来进行描述。该参数是指在疲劳载荷作用下, 每一个循环周次中的裂纹长度扩展量,通常用 da/dN 来表示。对于多数材料,尤其是金属材料,目前研究 疲劳裂纹扩展速率的手段多是对试验数据进行拟合 来得到经验性的表征方程^[2-4],其中最著名的是 Paris 公式。

一般金属材料典型裂纹扩展速率曲线如图3所

示,可以分为3个阶段,即图中的I,II,III区。图3中 I区称为近门槛区,裂纹扩展速率随着应力强度因子 范围 ΔK 降低而急剧下降,直至趋近于0,此时的 ΔK 称为疲劳裂纹扩展门槛值,用 $\Delta K_{\rm h}$ 表示。只有当应 力强度因子范围高于 $\Delta K_{\rm h}$ 时,裂纹才会扩展^[5]。处 于I区的裂纹扩展速率受到微结构、应力比以及温 度等多种因素的强烈影响。由于LY12CZ铝合金特 有的面心六方晶粒结构特点,故没有明显的疲劳裂 纹扩展门槛值。也就是说无论施加的交变载荷幅 值多小,最终都会造成试件的失效。为此,根据美 国材料学会(ASTM:E647)做出的定义,多数金属材 料(延伸率大于10%)裂纹扩展速率小于或等于 每循环周期10⁻¹⁰ m时所对应的 ΔK 即为该材料的 $\Delta K_{\rm h}^{[5-6]}$,即:

$$10^{-10} = C\Delta K_{\rm th}^m \tag{1}$$

式中:C和m为与温度、疲劳试验条件以及材料 属性相关的参数。



图3 典型金属材料疲劳裂纹扩展曲线

Fig. 3 Typical fatigue crack propagation curve of metallic materials

当裂纹位于I区的时候不会导致结构的突然破坏。Ⅱ区为裂纹稳态扩展区。Ⅲ区为裂纹快速扩展 区,一般裂纹达到Ⅲ区就会导致结构迅速破坏,工 程上要坚决避免裂纹进入该区域。因此需要控制位 于Ⅲ区的裂纹,文中主要关注位于Ⅲ区的裂纹扩展 行为^{15—8}。

对于大多数工程材料,其裂纹扩展II区的裂纹扩 展速率都可以用Δ*K*来表征。Δ*K*的定义见式(2)^[10]。

$$\Delta K = \Delta \sigma \ \sqrt{\pi a} f\left(\frac{a}{W}\right) \tag{2}$$

式中: $\Delta \sigma$ 为疲劳应力幅值;a为裂纹扩展长度;

W为试件疲劳试验区域的总宽度; $f\left(\frac{a}{W}\right)$ 为与裂纹有 关的形状修正因子。由于试验中应力比R=0.1,因此可 以将应力循环极大值作为应力幅值,即 $\Delta \sigma \approx \sigma_{max}$ 。 由于裂纹扩展行为受材料微结构影响,尤其在裂纹 长度比较短的阶段,在SEM电镜下,疲劳裂纹扩展路 径往往呈现出不规则态,从而造成裂纹真实长度难 以测量,因此文中裂纹长度一律定义为裂纹在垂直 于远场载荷方向上的投影长度,如图4所示。这种 处理方式是有意义的,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作直线 扩展。由于试件中有预制裂纹,式(2)中需要计入 预制裂纹长度。不同的试件, $f\left(\frac{a}{W}\right)$ 形式各不相 同。针对预腐蚀试件中单边缺口的形状特征,做出 一定修正¹⁰¹,见式(3)。

$$f\left(\frac{a}{W}\right) = 1.12 - 0.231 \quad \left(\frac{a}{W}\right) + 10.5 \quad \left(\frac{a}{W}\right)^2 - 21.72$$
$$\left(\frac{a}{W}\right)^3 + 30.39 \quad \left(\frac{a}{W}\right)^4 \tag{3}$$

根据 Paris 公式^[4],裂纹强度因子范围与裂纹扩展速率之间的关系见式(4)。

$$\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}N} = C(\Delta K)^m \tag{4}$$

基于SEM 原位观测,可以获得一系列应力循环 下的裂纹长度,进而通过差分计算就可以得到平均 裂纹扩展速率,见式(5)。

$$\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}N} \mid_{N_1 \to N_2} \approx \frac{a_1 - a_2}{N_1 - N_2} \tag{5}$$

式中: $\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}N}$ | $_{N_1 \rightarrow N_2}$ 为从 $N=N_1$ 应力循环到 $N=N_2$ 应力循环的平均裂纹扩展速率: a_1 为 $N=N_1$ 时测量得到的



图4 裂纹长度a的确定 Fig. 4 Determination of crack length a

裂纹长度;a2为N=N1时的裂纹长度。

在双对数坐标系下,可以绘制出不同温度条件下 LY12CZ铝合金裂纹扩展速率与应力强度因子范围的 关系,如图5所示。根据式(5)可知,图5中拟合曲线 的斜率就是参数m的值。从图5中可以看出无论是 同一应力水平、不同环境温度条件下,抑或是同一温 度环境下不同应力水平,参数m均围绕3.6波动。这 种波动可能是由于数据测量误差以及试件微结构个 体差异造成的,表明参数m的变化与疲劳应力水平以 及环境温度关系不大。因此,m是一个反映LY12CZ 铝合金本质属性的材料常数。环境温度的影响主要 体现在参数C,如图6所示,给出了比例常数C在不同 应力水平和腐蚀年限下的变化曲线。可以看出C随 着环境温度的升高线性增大,近似满足:

C=0.212t+0.937 (6)

式中:t为环境温度,℃。











由于腐蚀损伤与裂纹扩展都具有分散性,因此 当综合考虑这两个因素的时候,数据的分散性会更 强。从图5—6中数据点的分布可以看出,需要进一 步进行可靠性分析。

利用 Paris 公式,通过积分可以推算出构件的疲 劳寿命,具体的推导过程可以参考文献[11]。

4 结论

基于 Paris 公式对铝合金高温条件下疲劳裂纹的扩展行为进行了评价。

1) Paris公式中指数 m 是一个反映铝合金本身 性质的参数,对于LY12CZ铝合金该数值大约为3.6, 位于2~6这个范围之间,说明 Paris公式对于研究高 温疲劳裂纹是适用的^[11]。

2) Paris公式中,环境温度主要影响比例常数 C。温度越高,C的数值越高。对于高温环境中工作的构件,必须进行更为频繁的检测,防止出现疲劳断裂。

3) 建立了高温环境下LY12CZ铝合金的裂纹扩 展速率评价公式,为高温环境下铝合金部件寿命评 估提供了依据。

4) 腐蚀疲劳研究结果具有较强的数据分散性, 需要进行可靠性评估。

参考文献:

 MAIER H J, GABOR P, KARAMAN I. Cyclic Stress-strain Response and Low-cycle Fatigue Damage in Ultrafine Grained Copper[J]. Materials Science and Engineering: A, 2005,410:457-461.

- [2] GALL K, BIALLAS G, MAIER H J, et al. Environmentally Influenced Microstructurally Small Fatigue Crack Growth in Cast Magnesium[J]. Materials Science and Engineering: A, 2005,396(1):143-154.
- [3] BIALLAS G, MAIER H J. In-situ Fatigue in an Environmental Scanning Electron Microscope-potential and Current Limitations[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29(8):1413-1425.
- [4] WANG X S, FAN J H. SEM Online Investigation of Fatigue Crack Initiation and Propagation in Notched Cast Magnesium Specimens[J]. Journal of Materials Science, 2004, 39 (7):2617-2620.
- [5] WANG X S, LIANG F, FAN J H, et al. Investigations on Low-cycle Fatigue Small Crack Initiation and Propagation Mechanism of Cast Magnesium Alloys Based on in-situ Observation with SEM[J]. Philosophical Magazine, 2006, 86 (11):1581—1596.
- [6] ANDERSSON H, PERSSON C. In-situ SEM Study of

(上接第7页)

表3 不同温度下样品缺口冲击强度下降50%的时间

Table 3 Time of notch impact strength reduction by 50% under different temperature

老化温度/℃	缺口冲击强度下降50%的失效时间 τ/d
90	141.2897
100	111.1061
110	75.345 48
120	31 627 69

验温度之间关系模型,见式(2)。

 $\ln \tau = A/T + B$

式中:A,B为常数; τ 为失效时间,d;T为热力学 温度,K。

对表3数据进行一元线性回归分析,计算获得A, B分别为6910.5和-13.938,相关系数r为0.9523。取 显著水平 α =0.05,查相关系数临界值表, $r_{\alpha}(n-2)$ = $r_{0.05}(2)$ =0.950,相关系数大于临界值,说明 ln τ 与1/T 之间线性关系显著,即二者符合:

 $\ln \tau = 6910.5/T - 13.938 \tag{3}$

从以上计算过程可以看出,式(3)为试样缺口冲 击强度下降50%所需时间与试样所处环境温度的方 Fatigue Crack Growth Behaviour in IN718[J]. Int J Fatigue, 2004, 26(3):211-219.

- [7] ZHANG J Z, ZHANG J Z, MENG Z X. Direct High Resolution in Situ SEM Observations of Very Small Fatigue Crack Growth in the Ultra-fine Grain Aluminium Alloy IN 9052[J]. Scripta Materialia, 2004, 50(6): 825-828.
- [8] WANG X S, WU B S, WANG Q Y. Online SEM Investigation of Microfracture Characteristics of Concretes at Various Temperature Values[J]. Cement and Concrete Research, 2005,35(7):1385—1390.
- [9] 徐祖耀,黄立本,郾国强.中国材料工程大典[M].北京:化 学工业出版社,2006:553—554.
- [10] WEI R P, LANDES J D. Correlation between Sustained-load and Fatigue Crack Growth in High-strength Steel[J]. Mater Res Stand, 1969, 9(1):25-27.
- [11] 刘新灵. 疲劳断口的定量分析[M]. 北京:国防工业出版 社,2010:42-43.

程式。通常情况下,25 ℃(298 K)被认为是常温环境 条件的温度值,因此利用式(3),代入常温环境条件 的温度值,可计算出受试材料在常温环境条件下的 贮存寿命为28.6 a。

4 结论

 1)试验过程中该弹药包装筒采用的改性ABS 塑料的变色与试验温度有明显关系,温度越高变色 越明显,但所有样品在整个试验中均未发生粉化、裂 纹、斑点、起泡等老化现象。

 2) 以缺口冲击性能下降 50% 作为失效临界值, 该弹药包装筒采用的改性 ABS 塑料在 25 ℃下贮存, 主要发生热氧老化, 贮存寿命预计为 28.6 a。

参考文献:

(2)

- [1] 杨万均,肖敏,何建新.某导弹用乙丙橡胶贮存性能分析[J].装备环境工程,2004,1(6):70-72.
- [2] 肖敏,朱蕾.包装箱用高性能工程塑料老化性能研究[J]. 包装工程,2003,24(6):47—49.
- [3] 肖敏,牟献良,杨万均. 塑钢包装箱材料贮存寿命预测 [J]. 包装工程,2002,23(4):27-28.
- [4] 牟献良,肖敏,李盛伟.橡胶密封圈的贮存寿命试验[J]. 环境技术,2004,22(1):4-6.