

LY12CZ 航空铝合金腐蚀疲劳断口研究

李旭东, 穆志韬, 刘治国, 李玲

(海军航空工程学院 青岛校区, 山东 青岛 266041)

摘要: 借助扫描电镜以及能谱分析技术对预腐蚀 LY12CZ 铝合金疲劳断口形貌进行了研究, 分析了腐蚀疲劳断口形貌与合金中的 Si, Mg 等元素以及腐蚀损伤对断裂过程的影响。结果表明疲劳断口是以韧性为主的多源性断口。腐蚀坑使得材料局部力学性能退化, 成为裂纹萌生源。合金化过程中控制合适的 Mg, Si 等强化相元素含量, 能够使强度与塑性相匹配, 从而提高材料的抗疲劳性能。

关键词: 疲劳; 铝合金; 断口分析; 扫描电子显微镜

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2013.04.003

中图分类号: TG172.3; TG174.3⁺⁴ **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2013)04-0009-04

Corrosion Fatigue Fracture Analysis of LY12CZ Aluminum Alloy

LI Xu-dong, MU Zhi-tao, LIU Zhi-guo, LI Ling

(Qingdao Campus of Naval Aeronautical Academy, Qingdao 266041, China)

Abstract: Fatigue fracture surface of AA LY12CZ with corrosion damage was studied using scanning electron microscope and energy spectrum analysis. The effect of fatigue fracture feature, alloy element Si and Mg, and the corrosion damage on the fracture process was analyzed. The results indicated that the fatigue fracture surface is tough fracture with multiple fatigue sources; pits introduced by corrosion damage weaken the material property, which serve as crack nucleation sites; proper hardening constituent element introduced during alloying process such as Si and Mg, will make strength and plasticity match, thus improve fatigue performance of materials.

Key words: fatigue; aluminum alloy; fracture analysis; SEM

由于较高的比强度以及低廉的成本, 虽然面临以先进复合材料为代表的新材料的挑战, 铝合金在航空工程以及海洋工程结构中仍然具有不可替代的地位。铝合金对于腐蚀很敏感, 因此海洋环境特有的高湿热度与高盐度恶劣服役环境为铝合金结构的耐久性和安全性带来了挑战。研究铝合金在腐蚀环

境及疲劳载荷作用下的退化行为是一项十分有意义的基础性工作^[1-3], 其中断口分析技术显得尤其重要。通过断口分析可以获得材料退化失效全过程的重要信息。

王荣、Xue Y^[4-5]等分别对 2XXX 和 7XXX 系列铝合金断口进行了分析, 指出了腐蚀损伤特征对于该

收稿日期: 2013-02-07

作者简介: 李旭东(1984—), 男, 辽宁丹东人, 硕士, 讲师, 主要研究方向为材料腐蚀疲劳评估以及材料防护。

系列合金疲劳断裂的影响。刘新灵等^[6]提出了根据断口特征运用逆向工程法重现断裂过程的方法。蒋祖国,赵光菊^[7-8]等对于航空用钛合金疲劳断口进行了系统研究。王习术等^[9]对镁铝合金研究的过程中,同样借助于断口技术分析不同添加元素对于镁铝合金疲劳性能的影响。然而,对航空用LY12CZ铝合金断口的分析则鲜有报道。文中借助高分辨率扫描电子显微镜(SEM)对预腐蚀LY12CZ铝合金疲劳断口进行了研究。

1 试验部分

1.1 试验材料

试验所用材料为LY12CZ可热处理强化铝合金,具有良好的成型能力和机械加工性能,也是航空工业中应用最为广泛的铝合金材料。主要化学成分和力学性能见表1。该合金构件在飞机结构中多以板材的形式出现,试验中试件沿着材料轧制方向截取板材,尺寸如图1所示。为了控制裂纹萌生位置以便进行断口观察,在裂纹中部预置半径为0.5 mm的贯通裂纹。

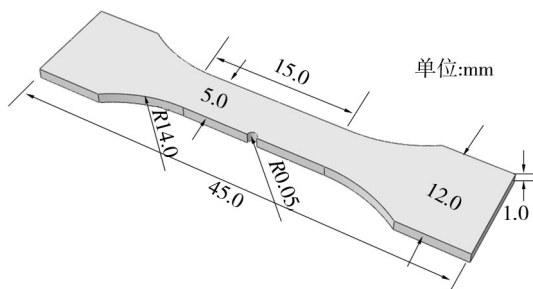


图1 试件尺寸

Fig. 1 Specimen dimension

由于飞机在地面停放状态承受环境腐蚀,而在空中飞行主要承受机械疲劳载荷,因此存在一种先

腐蚀、后疲劳的循环。试验中采用将试件预腐蚀,然后加载疲劳的试验方法。

1.2 试验方法

1.2.1 预腐蚀试验

EXCO溶液是一种常见的铝合金腐蚀溶液,具有较强的试验结果可重复性。试验基于HB 5455—90进行全浸泡试验,腐蚀溶液为标准EXCO溶液(ASTM G34):将234 g NaCl, 50 g KNO₃与6.3 mL质量分数为70%的HNO₃混合,然后稀释至1L, pH=0.4。浸润过程中保持溶液温度为(25 ± 3) °C。根据某型飞机结构中铝合金的腐蚀情况,确定浸润时间为72 h。

1.2.2 疲劳加载

根据LY12CZ铝合金构件的力学性能,在Material Test System 810电液伺服疲劳试验机上对预腐蚀试样进行疲劳加载试验。试验条件为室温20 °C,加载频率6 Hz,加载波形为Sine波,波形采用PVC补偿,采取轴向等幅加载方式,应力比R=0.1,最大循环应力200 MPa,疲劳寿命N_f=87 600。试件断裂后,为了保护断口不被污染和损伤,用镊子轻轻将断裂试件从夹具中取出并将其置于乙醇溶液中,利用超声波清洗1~2 min后取出,待试件表面自然干燥后用胶布将其一侧表面固定于SS550(Shimadzu, Japan)扫描电子显微镜载物台上,放入扫描电镜的真空室中即可逐一进行断口观察。

2 结果与讨论

疲劳断口是试样在疲劳过程中断裂以后形成的界面,其中蕴含着疲劳断裂全过程的失效信息,包括这一过程中的材料变形过程。对疲劳断口的理化检验分析作为一种分析断裂机制以及失效原因的手段而受到广泛应用。随着各种检验技术手段的诞生和完善,如SEM、能谱分析技术等等,疲劳断口分析技术日益受到重视。从断口的理化检验结果反推断裂

表1 LY12CZ铝合金的成分(质量分数)及力学性能

Table 1 Nominal composition and mechanical properties of LY12CZ aluminum alloy

成分	Cu	Fe	Si	Mn	Zn	Mg	Ti	Al	$\sigma_{0.2}/\text{MPa}$	σ_b/MPa
LY12CZ	4.0	0.5	0.5	0.7	0.3	1.2	0.15	余量	275	415

%

过程,寻找断裂的原因,进而采取相应措施减缓乃至防止失效的发生^[10-12]。

2.1 疲劳裂纹源区断口形貌分析

疲劳源是疲劳破坏的起点,为疲劳裂纹萌生的位置。对于预腐蚀疲劳试件,试验中观察到两种主要的裂纹萌生方式。

试件预制缺口会造成局部应力集中,成为疲劳萌生源。在疲劳断口上疲劳源区是一个非常短的扇形区域,如图2所示。然而,形成该区域消耗了50%以上的疲劳寿命。大部分的光亮区域是裂纹长度100 μm 以下的裂纹缓慢扩展形成的。由于在这一阶段裂纹张开位移小,裂纹扩展十分缓慢(低于 10^{-3} μm /循环),反复张开与闭合使得断口上下表面不断挤压摩擦,因此形成了断口上最为平坦光滑的区域^[9]。在裂纹源区边缘向裂纹稳态扩展区过渡的区域伴随有放射状条纹,为典型的脆性断裂特征。随着裂纹的扩展,断面愈发粗糙。

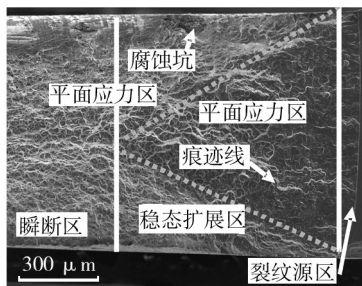


图2 宏观疲劳断口形貌

Fig. 2 Fatigue fracture morphology

断口光滑区域和粗糙区域的分界线与瞬断区和稳态扩展区的分界线并不重合,断口光滑区域大致成一个三角形,如图2中虚线所示。板状试样承受载荷时,在初始裂纹尖端由于应力集中超过材料的屈服强度,会形成一个塑性区域。塑性区域的形状和面积随着材料的厚度不同而不同,在很大程度上主导着断裂过程。一般来说,板状试样表面占主导的是平面应力状态,而平面应变区则集中在试件中部。平面应变区和平面应力区的相对面积比取决于材料厚度、裂纹长度以及腐蚀损伤深入材料基体的程度。图2中也可以明显说明从平面应变向平面应力的转变过程。平面应变状态下,断口平坦并且垂直于拉应力,在表面上有一圈很薄的表面应力断裂

边缘,在该区域剪切应力起主要作用,因此其方向与拉应力成 45° 角。随着裂纹不断扩展,平面应变断裂量逐渐减小。当裂纹发展到瞬断区时,整个断口区变为平面应力状态^[13-14]。

腐蚀损伤会在试件表面产生大量的腐蚀坑,一方面会造成腐蚀坑周围应力集中,另一方面也会破坏局部材料的晶粒排列而造成材料力学性能下降,这些均有利于裂纹的萌生扩展。图2中箭头所示断口上的一个腐蚀坑放大形貌如图3所示。从图2、图3中可以看出腐蚀坑底部存在发亮的腐蚀析出产物,并且以腐蚀坑为中心呈现出多条放射状纹理,但是多数纹理延伸距离并不远。这表明腐蚀坑处萌生了多道裂纹,在预制缺口萌生的主导裂纹影响下均在扩展一定长度后停止了扩展。

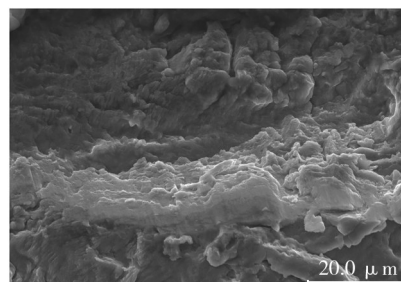


图3 裂纹扩展路径上的腐蚀坑形貌

Fig. 3 Corrosion pit geometry in the crack path

2.2 疲劳裂纹稳态扩展区断口形貌分析

当裂纹由萌生区扩展到稳态扩展区,裂纹扩展速率相对于源区提高了1到2个数量级,短裂纹特有的闭合效应减弱,裂纹上下分离面的摩擦减弱,断口变得粗糙,如图4所示。裂纹扩展区可以看到大量的放射状解理台阶和白色塑性亮痕,表明在裂纹扩展区,兼有脆性断裂和塑性断裂两种模式。同时说明疲劳裂纹面并不是一个平面,而是沿着一系列具有高度差的寻求阻力最小的平面向前扩展^[8,11-14]。

2.3 疲劳裂纹瞬断区断口形貌分析

铝合金预腐蚀疲劳断口形貌如图5所示。断面布满韧窝,为典型的塑性断裂。它是在外力作用下,由界面处引起或在微裂纹之类的缺陷处产生,并在裂纹尖端前沿三向应力条件下长大、聚集,在拉应力作用下产生屈服并断裂遗留下来的半圆形空洞。韧

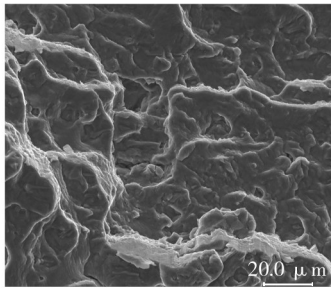


图4 疲劳裂纹稳态扩展区断口形貌

Fig. 4 Fracture morphology of fatigue crack steady expansion area

窝的尺寸、形状与加载应力水平及塑性变形能力等紧密相关。由于疲劳裂纹萌生和扩展试验采用的是拉-拉疲劳正弦波形载荷形式,因此,所有的韧窝都是在拉伸作用下形成的。韧窝指向裂纹萌生源,大多数韧窝投影平面直径在几微米到十几微米之间。能谱分析显示检测的韧窝部位成分单一,为铝元素。

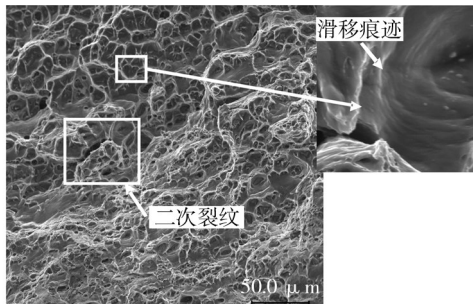


图5 疲劳裂纹瞬断区断口形貌

Fig. 5 Morphology of fatigue crack fast fracture area

在韧窝中可以看到明显的滑移痕迹,表明在疲劳过程中韧窝处界面发生了塑性变形。这些滑移线与通常的条带状滑移形貌不同,它是以韧窝底部为轴心,围绕韧窝底部呈现一种独特的螺旋状滑移。韧窝之所以能够形成“窝状”形貌,正是由于其中心处和周边的滑移程度不同所致。这与铝材料自身独特的面心六面微结构紧密相关。

2.4 疲劳裂纹与合金中微量元素的关系分析

LY12CZ属于热处理可强化铝合金,其主要成分中含有Mg, Ti。根据合金化的一般规律,形成无限固溶体或高浓度的固溶体型合金时,不仅能获得高的强度,而且还能获得优良的塑性与良好的压力加工性

能。铝的合金化一般都会形成有限固溶体,如Al-Cu, Al-Mg, Al-Zn, Al-Si等二元合金均形成有限固溶体,并且都有较大的极限溶解度,能起较大的固溶强化效果。LY12CZ铝合金在时效过程中主要形成3种质点相:粗大质点相,中等尺寸质点相,弥散质点相。粗大质点相又分为两类,一种是含Fe, Si的不可溶相,组成为(CuFeMn)Al₆, (CuFeMn)₃Si₂Al₈以及CuFeAl₂;另一种是可溶解相,如θ(CuAl₂), S(Al₂MgCu)。这些粗大质点强化相会阻碍滑移和位错运动,使强度、硬度提高,但是伴有材料局部塑性、韧性降低。由于强度与塑性的不匹配反而造成局部延展性减弱、脆性增强,因此粗大质点相区域反而会成为材料抗断裂性能薄弱的区域。当外界应力超过界面能承受的极限载荷时,在界面处会出现垂直于主裂纹扩展方向的二次裂纹,如图5所示。对其周边区域的能谱分析也证实了该区域Fe, Mn, Mg, Si等元素的存在,如图6所示,见表2。因此LY12CZ铝合金合金化过程中要控制Cu, Fe等合金元素以及杂质元素的含量。

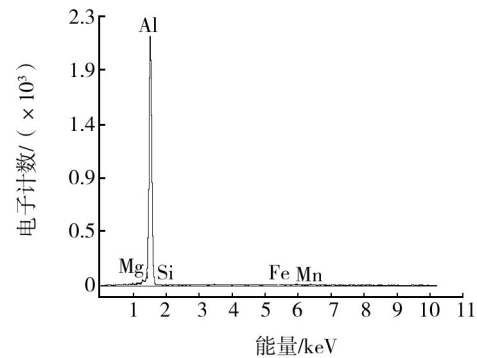


图6 断面二次裂纹周围能谱

Fig. 6 Energy spectrum analysis of secondary crack in fracture plane

表2 孔洞周边化学成分

Table 2 Chemical composition around the holes

成分	质量分数%	原子百分比/%
Mg	01.62	01.83
Al	93.09	95.13
Si	00.47	00.47
Fe	01.92	00.98
Mn	01.81	00.99

(下转第29页)

- [3] AMY R A, AGLIETTI G S, RICHARDSON G. Accuracy of Simplified Printed Circuit Board Finite Element Models[J]. *Microelectronics Reliability*, 2010, 50(1): 86—97.
- [4] XU Fei, LI Chuan-ri, JIANG Tong-min. Dynamic Modeling and Vibration Analysis of Airborne Electronic Cases[C]// *Computational Intelligence and Bioinformatics Proceeding*, 2011: 26—32. (余不详)
- [5] KIM J, YOON J C, KANG B S. Finite Element Analysis and Modeling of Structure with Bolted Joints[J]. *Applied Mathematical Modelling*, 2007, 31(5): 895—911.
- [6] DIRLIK T. Application of Computers in Fatigue Analysis [D]. Coventry: University of Warwick, 1985.
- [7] MINER M A. Cumulative Damage in Fatigue[J]. *Journal of applied mechanics*, 1945, 12(3): 159—164.

(上接第12页)

3 结论

1) 预腐蚀LY12CZ铝合金的疲劳断口主要由粗糙程度差异明显的疲劳裂纹源区、疲劳裂纹稳态扩展区与疲劳裂纹瞬断区组成。在裂纹源区和稳态扩展区断面相对光滑,瞬断区则相对粗糙。LY12CZ铝合金断口疲劳源呈现多源性,预制裂纹根部和腐蚀坑都会萌生裂纹。

2) 在裂纹源区,存在解理台阶,表现为脆性断裂模式;在裂纹源区向裂纹稳态扩展区的过渡区,存在放射状条纹、解理台阶和塑性亮痕,呈现出脆性与塑性混合断裂形貌特征;在裂纹稳态扩展区、稳态区向瞬断区的过渡区以及瞬断区,存在大量韧窝和塑性滑移痕迹,主要表现为塑性断裂模式。

3) LY12CZ铝合金时效过程中Fe, Mn, Mg, Si等微量元素形成粗大质点强化相,提高了材料的强度,降低了塑性。由于强度塑性不匹配反而会造成局部弱化,有利于裂纹扩展,使得材料的抗疲劳性能下降。合金化过程中要控制LY12CZ中Fe, Mn, Mg, Si等元素的含量。

参考文献:

- [1] 王新坤,王东峰,闫旭. 飞机硬铝合金构件战时表面划伤电刷镀快速修复[J]. *表面技术*, 2005, 34(3): 48—53.
- [2] 文邦伟,李继红. 铝及铝合金在热带海洋地区大气腐蚀[J]. *表面技术*, 2004, 33(6): 21—23.
- [3] 闻勃,郭兴伍,陈洁,等. 2024 铝合金表面微弧氧化及封

孔处理对其疲劳性能的影响[J]. *表面技术*, 2012, 5: 014.

- [4] 王荣. 金属材料的腐蚀疲劳[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2001: 61—62.
- [5] XUE Y, EL Kadiri H, HORSTEMEYER MF, et al. Micro Mechanisms of Multistage Fatigue Crack Growth in a High-strength Aluminum Alloy[J]. *Acta Mater*, 2009, 55(2): 1975—1984.
- [6] 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.
- [7] 蒋祖国. 飞机结构腐蚀疲劳[M]. 北京:航空工业出版社, 1991: 10—58.
- [8] 赵光菊,钟蜀晖,邓建华. TA6V 钛合金疲劳断口形貌及断口分析[J]. *贵州工业大学学报(自然科学版)*, 2007, 36(6): 25—28.
- [9] WANG X S, LI X D, REN H H, et al. SEM in-situ Study on High Cycle Fatigue of SnPb-Thereforelder Joint in Electronic Packaging[J]. *Microelectron Reliab*, 2011, 51(2): 1377—1384.
- [10] 美国金属学会. 金属手册 断口金相与断口图谱(上册) [M]. 北京:科学出版社, 2007.
- [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.
- [12] LI Xu-dong, WANG Xi-shu, REN Huai-hui, et al. Effect of Prior Corrosion State on the Fatigue Small Cracking Behavior of 6151-T6 Aluminum Alloy[J]. *Corrosion Science*, 2012, 55: 26—33.
- [13] HULL Derek. 断口形貌学[M]. 李晓刚,董超芳,译. 北京:科学出版社, 2009: 221—261.
- [14] 李旭东,刘治国,穆志韬. 基于短裂纹的LD10CZ铝合金腐蚀疲劳裂纹扩展研究[J]. *海军航空工程学院学报*, 2013, 28(1): 47—52.