

结合 Origin 软件分析腐蚀对 LY12CZ 铝合金疲劳性能影响

徐丽^{1,3}, 陈跃良², 罗浩¹, 衣林¹

(1. 海军航空工程学院, 山东 烟台 264001; 2. 海军航空工程学院 青岛分院, 山东 青岛 266041;
3. 海军飞行学院, 辽宁 葫芦岛 125001)

摘要: 利用 Origin 软件拟合试验数据, 通过对实验数据的拟合得出腐蚀对 LY12CZ 铝合金疲劳性能的影响, 以及材料常数随腐蚀的变化关系。拟合结果与实际理论相吻合。

关键词: 腐蚀; 铝合金; 疲劳性能; Origin

中图分类号: V250.2; TG111.8 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2011)03-0012-03

Effect of Corrosion on Fatigue Properties of LY12CZ by Using Origin

XU Li^{1,3}, CHEN Yue-liang², LUO Hao¹, YI Lin¹

(1. Postgraduate Team of Naval Aeronautical Engineering Academy, Yantai 264001, China; 2. Naval Aeronautical Engineering Academy Qingdao Branch, Qingdao 266041, China; 3. Naval flying Academy, Huludao 125001, China)

Abstract: The data were fitted by using Origin software. The effect of corrosion on fatigue properties of LY12CZ was got, and also the changing relation between material constant and corrosion was found. It was showed that the fitted results coincide with theories.

Key words: corrosion; aluminum alloy; fatigue properties; Origin

飞机结构的腐蚀是世界航空界共同面临的重大问题, 环境对飞机结构的影响一直受到国内外学术界和工程界的高度重视。腐蚀和疲劳一样是导致飞机发生灾难性事故的重要原因, 会给飞行安全造成非常严重的后果。铝合金材料在现役飞机上应用得非常广泛, 经常采用高强铝合金型材制造主要承力件包括翼梁缘条、腹板、对接型材、油箱舱桁条、中央

翼和外翼长桁等。此类构件腐蚀最为严重, 且不易外场维修时拆换, 所以它的腐蚀损伤规律及日历寿命是研究的重点。

1 飞机服役现状

材料的腐蚀除其自身的缺陷和腐蚀因素外, 环

收稿日期: 2010-10-21

作者简介: 徐丽(1980—)女, 山东即墨人, 博士研究生, 研究方向为轻合金腐蚀防护。

境因素是造成腐蚀发生和发展的一个最主要原因。飞机的服役环境一般包括湿热地区、工业污染区和沿海地区,并且飞机服役过程中要跨越气象差异很大的疆域、海洋,要经常在多雨区飞行与停放,还面临海上作业飞行等高盐雾环境。在这种飞行条件下,将在多地区存在多种环境介质对飞机的侵蚀。

大多数飞机的日历时间消耗在地面停放上,即使在空中飞行,大于 3 km 高空的飞行时间大大高于 3 km 以下的飞行时间,而在 3 km 以上高空有害介质含量低,起主要腐蚀作用的空气湿度一般都低于飞机结构主体材料的临界相对湿度,环境对结构的影响不明显。研究表明^[1-3],空中飞行环境相对地面停放环境而言,对飞机结构的影响很小,实际上地面停放环境的腐蚀是影响使用寿命的主导因素。这就决定了现役飞机结构损伤的基本模式(如图 1 所示)是:腐蚀—疲劳—再腐蚀—再疲劳……,直至破坏。严格地说,腐蚀与疲劳的纯交替作用几乎是不存在的。表面上的腐蚀与疲劳交替作用,为两种因素的交互作用创造了条件。如先腐蚀后疲劳,在腐蚀损伤处形成了小孔和坑斑,同时也积聚有腐蚀介质,随后的疲劳即使结构总体环境是非腐蚀性的,在损伤处因有局部腐蚀环境的协同作用,仍具有腐蚀疲劳的性质。

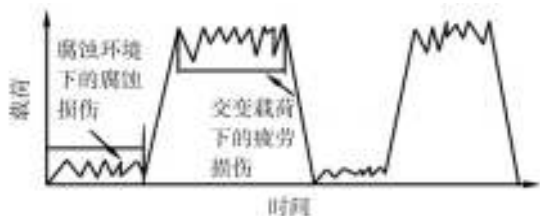


图1 飞机载荷/环境时间示意

Fig. 1 Sketch map of load vs. time of aircraft

美国曾对各类飞机结构的损伤类型和发生频率做过调查^[4],最多的损伤形式是腐蚀和开裂,而且开裂通常从腐蚀坑、腐蚀斑痕处开始。由环境腐蚀引发结构损伤及疲劳是造成结构失效的主要原因,许多飞机结构包括翼梁、门框、起落架外筒的失效,小至螺栓断裂大至机翼折断大都是由腐蚀疲劳造成的。可见开展对飞机结构材料的腐蚀研究,已成为消除飞行事故隐患及提高飞机实际使用寿命的重要的工程实际需求。

2 试验及数据分析

2.1 试验方法

2.1.1 试件

试件材料为 LY12CZ 铝合金,尺寸如图 2 所示,厚度为 2.3 mm。

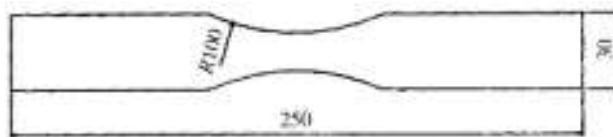


图2 试件

Fig. 2 Specimen

2.1.2 试验方式及设备

试验分 2 组: A 组试件直接进行疲劳试验; B 组试件先预腐蚀再进行疲劳试验。预腐蚀是在质量分数为 20% 的 EXCO 溶液中分别浸泡 2, 4, 6, 12 h。疲劳实验设备是 MTS810 电液伺服疲劳试验机(极限载荷: 500 kN; 加载方式: 轴向拉压; 加载频率: 0 ~ 50 Hz)。试验采用正弦波形, 应力比 $R=0.1$, 加载频率为 6 Hz。

2.2 数据拟合

由疲劳试验绘制 $S-N$ 曲线是一件耗费很大的工作, 常规条件下的 $S-N$ 曲线, 平均应力一定, 而应力幅不同(或最大应力不同)时, 材料的应力与寿命曲线符合一定的规律, 常见的经验公式有 2 种^[5]。

1) 指数函数公式

$$N \cdot e^{\alpha S} = C$$

式中: α 和 C 是取决于材料性能的材料常数; S 为交变应力; N 为疲劳寿命。对上式两边取对数可得:

$$\alpha S + \lg N = \lg C$$

可见, 指数函数的经验公式相当于在半对数坐标上, S 与 $\lg N$ 成线性关系。

2) 幂函数公式

$$S^{\alpha} N = C$$

对上式两边取对数可得:

$$\alpha \cdot \lg S + \lg N = \lg C$$

可见,幂函数的经验公式相当于在双对数坐标图中 $\lg S$ 和 $\lg N$ 成线性关系。

用 Origin 软件对疲劳和腐蚀疲劳试验数据进行线性拟合,如图3、图4所示。

从拟合曲线可以看出,未腐蚀试件的 $S-N$ 曲线与腐蚀试件的 $S-N$ 曲线差别很大,疲劳寿命明显降低,而腐蚀2,4,6,12 h 的 $S-N$ 曲线差别不大,比较接近。这说明腐蚀对材料的疲劳性能影响非常大。

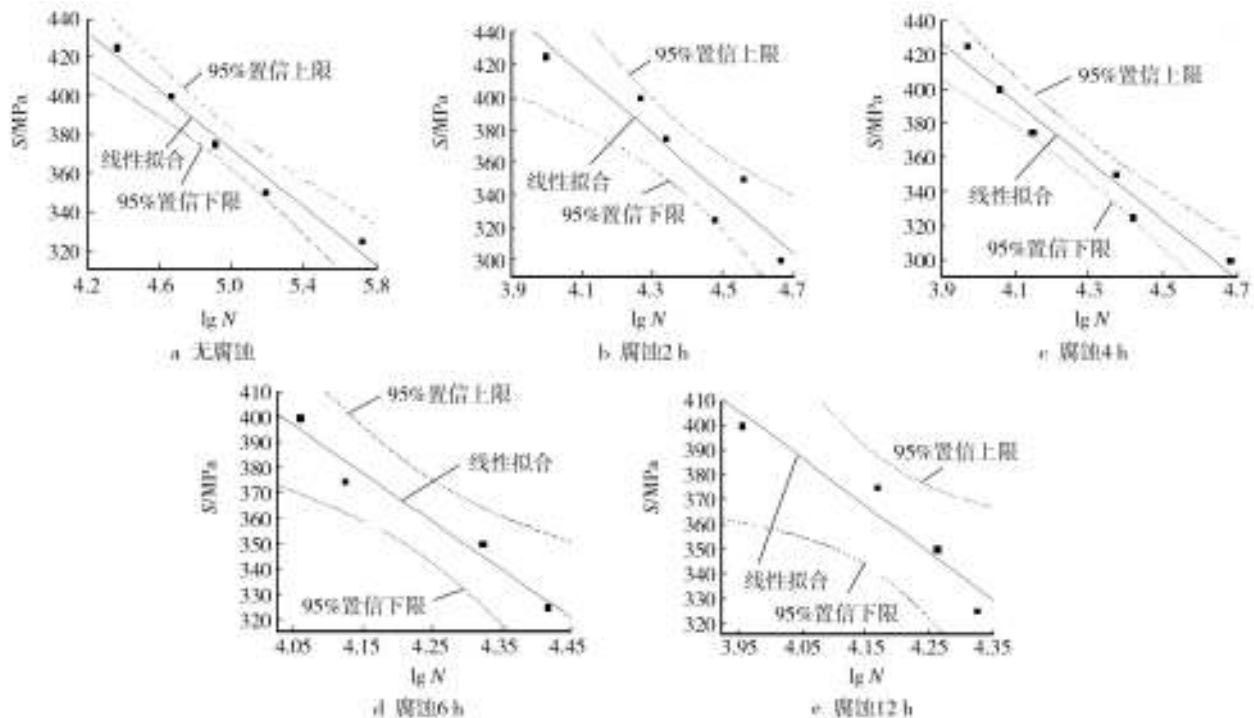


图3 不同腐蚀时间应力寿命曲线($S-\lg N$)

Fig. 3 Stress vs. $\lg N$ for different corrosion time

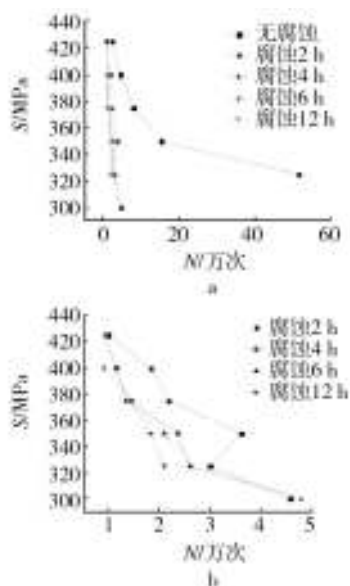


图4 $S-N$ 曲线

Fig. 4 $S-N$ curve

材料常数 α, C 是与材料应力比、加载方式有关的材料疲劳性能参数。腐蚀使材料的疲劳性能发生

了变化, α, C 也将随腐蚀时间而变化。

将: $\alpha S + \lg N = \lg C$

改写为: $S = \frac{\lg C}{\alpha} - \frac{1}{\alpha} \lg N$

则其对应的线性方程为: $Y = A + BX$

通过对实验数据的拟合可得材料的疲劳性能参数变化(见表1)。

国内外大量的飞机事故或结构故障分析结论表明^[4],结构中的疲劳开裂通常起始于腐蚀坑。一方面,腐蚀的存在会导致疲劳裂纹萌生,寿命大幅度降低;另一方面,在腐蚀介质和疲劳载荷的作用下,又会加速疲劳裂纹的扩展,使寿命降低。在许多情况下正是由于环境的腐蚀行为使材料的疲劳性能产生了变化,从而引发结构失效。从某种角度看,材料疲劳品质变化主要体现在材料疲劳性能参数的变化。从拟合数据可以看出,随腐蚀时间的增加, α, C 都是减小的,但 α, C 从未腐蚀到腐蚀这一阶段,其值

(下转第48页)

此外,预计最大的趋势是与功能紧密结合的试验。当前的航天产品发展已经初露端倪,其特点是传统通用平台式试验方法受到很大影响,试验场地/试验设备等与产品截然分开的做法可能行不通了,需要产品涉及到的多个专业紧密配合,并与场地、布局、用材、测控手段等密不可分。(续完)

参考文献:

- [1] GJB 4239—2001, 装备环境工程通用要求[S].
- [2] 祝耀昌. 产品环境工程概论[M]. 北京:航空工业出版社,2003.
- [3] 王德言. 试验环境剪裁技术[J]. 环境条件,1997(1):5—8.
- [4] 赵保平,王刚,高贵福. 多输入多输出振动试验应用综述[J]. 装备环境工程,2006,3(6):26—32.
- [5] 赵保平. 航天产品常见振动问题及对策[J]. 航天器环境工程,2008(3):242—246.
- [6] PATRICK D T. Test Engineering: A Concise Guide to Cost-effective Design[J]. Development and Manufacture, 2007, 75(5):23—34.
- [7] 蒋瑜. 频谱可控的超高斯随机振动环境模拟技术及其应用研究[D]. 长沙:国防科技大学,1996.
- [8] PATRICK D T. 实用可靠性工程[M]. 朱莉,译. 北京:电子工业出版社,2008.
- [9] 黄本诚,马有礼. 航天器空间环境试验技术[M]. 北京:电子工业出版社,2008.
- [10] 黄瑞松. 飞航导弹工程[M]. 北京:中国宇航出版社,2004.
- [11] 过崇伟. 有翼导弹系统分析与设计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2002.
- [12] 金其明. 防空导弹工程[M]. 北京:中国宇航出版社,2004.
- [13] 薛成位. 弹道导弹工程[M]. 北京:中国宇航出版社,2002.
- [14] 王浚. 环境模拟技术[M]. 北京:国防工业出版社,1996.
- [15] 无线电设备结构设计编写组. 无线电设备结构设计[M]. 1978. (余不详)
- [16] 振动与冲击编辑委员会. 振动与冲击手册[K]. 1992. (余不详)
- [17] 刘庆楣. 飞航导弹结构设计[M]. 北京:中国宇航出版社,1995.

(上接第14页)

表1 材料的疲劳性能参数变化

Table 1 Parameters change of fatigue performance of materials

材料性能参数	腐蚀状况				
	未腐蚀	腐蚀 2 h	腐蚀 4 h	腐蚀 6 h	腐蚀 12 h
$A = \frac{\lg C}{\alpha}$	749.883 7	1 173.664 5	1 103.060 9	1 166.915 4	1 168.561 7
$B = -\frac{1}{\alpha}$	-75.508 6	-185.107 2	-173.294 8	-190	-193

减小幅度比较大,从腐蚀 2 h 到腐蚀 12 h 阶段其值变化比较缓慢。

3 结论

利用 Origin 软件对 LY12CZ 铝合金材料疲劳和腐蚀疲劳试验数据进行拟合,可以得出:

- 1) 未腐蚀试件的 $S-N$ 曲线与腐蚀试件的 $S-N$ 曲线差别很大,疲劳寿命明显降低,而腐蚀 2, 4, 6, 12 h 的 $S-N$ 曲线差别不大,比较接近。
- 2) 腐蚀会使材料性能下降,导致结构的疲劳寿命降低。从拟合数据可以看出, α , C 随腐蚀时间的增加其值都是减小的,但 α , C 从未腐蚀到腐蚀其值减小幅度比较大,从腐蚀 2 h 到腐蚀 12 h 其值变化比

较缓慢,与实际理论相吻合。

参考文献:

- [1] SMITH S H, CHRISTMAN T K, BRUST F W, et al. Accelerated Corrosion Fatigue Test Methods for Aging Aircraft [J]. Corrosion, 1999, 2(5): 16—17.
- [2] WANHILL R J H, LUCCIA J J De. An AGARD- Coordinated Corrosion Fatigue Cooperative Testing Programme, AGARD-695[R]. 2003.
- [3] WANHILL R J H, LUCCIA J J De, RUSSO M T. The Fatigue in Aircraft Corrosion Testing (FACT) Programme, AGARD-713[R]. 1989.
- [4] 陈跃良,段成美,吕国志. 军用飞机日历寿命预测技术研究现状及关键技术问题[J]. 航空学报, 2002, 4(4): 69—70.
- [5] 金平,段成美. 飞机结构强度[M]. 北京:海潮出版社, 2003: 130—131.