

预腐蚀后拉伸超载对 LC4CS 铝合金疲劳性能的影响

蒋 荟, 杨晓华

(海军航空工程学院青岛分院航空机械系, 山东青岛 266041)

[摘要] 采用预腐蚀后进行单次拉伸超载疲劳试验的方法, 研究了腐蚀与超载对 LC4CS 材料疲劳寿命的影响。结果表明, 如果保持超载比不变, 试件疲劳寿命将随预腐蚀年限增加而线性降低, 且分散性逐年增大; 在低超载比时, 预腐蚀对疲劳寿命的亏损作用与超载对疲劳寿命的增益作用相互抵消; 在超载比较大时, 超载迟滞效应对疲劳寿命的增益作用明显。

[关键词] LC4CS 铝合金; 预腐蚀; 超载; 疲劳寿命

[中图分类号] TG172.9; V215.5 **[文献标识码]** A **[文章编号]** 1009-1742(2006)02-0044-03

1 引言

超载效应试验可以突出载荷谱中最大最小载荷对谱载寿命的影响, 是考虑载荷顺序效应、预估金属结构在实际服役载荷谱下疲劳寿命的一项基础性研究。腐蚀会降低金属材料的疲劳寿命, 而拉伸超载既能暂时阻止裂纹的继续扩展(即超载迟滞效应), 也会推迟裂纹的萌生, 对疲劳总寿命有增益作用。文献[1~3]对这两种作用进行了试验研究, 并在此基础上提出了各自的“超载”模型。

军用飞机有97%以上的时间在地面停放; 空中飞行中飞行高度在3000 m以上的时间远大于3000 m以下的时间。3000 m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低于飞机金属结构主体材料的临界相对湿度, 环境对结构的腐蚀损伤不明显。文献[4]提出了机械载荷造成的疲劳损伤和腐蚀环境造成的腐蚀损伤交替进行的飞机结构疲劳损伤模式。在该模式下超载对疲劳寿命的作用效果鲜有报道。铝合金是飞机常用的主体结构材料之一, 笔者以 LC4CS 铝合金中心孔试件(标准 CCT 试件)为对象, 研究了预腐蚀后单次拉

伸超载对该材料疲劳寿命的影响, 为研究腐蚀环境下超载对飞机结构疲劳寿命的影响提供依据。

2 材料预腐蚀后的疲劳寿命试验

2.1 试件设计

试件材料为 LC4CS 单面包铝板材, 几何尺寸按标准 CCT 中心孔平板试件设计, 如图1所示。

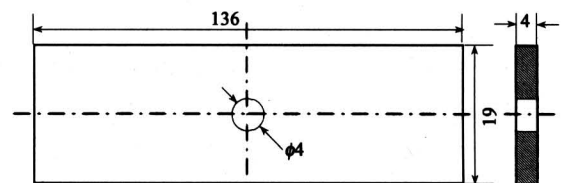


图1 CCT 试件几何尺寸 (mm)

Fig.1 CCT specimen geometry

2.2 预腐蚀试验

利用某机场加速腐蚀环境当量谱进行相当于日历年限2年和5年的加速预腐蚀试验^①。

2.3 超载疲劳试验

单次拉伸超载疲劳试验载荷谱如图2所示。

定义拉伸超载比: $k = S_{OL}/S_{max}$ (1)

①陈群志, 徐晓非. J1X 飞机典型结构腐蚀环境下服役日历年限及使用寿命评定技术研究. 六二三研究所, 三二零厂, 1998

[收稿日期] 2005-04-11; 修回日期 2005-07-06

[作者简介] 蒋 荟 (1973-), 男, 河南商丘市人, 海军航空工程学院青岛分院博士研究生

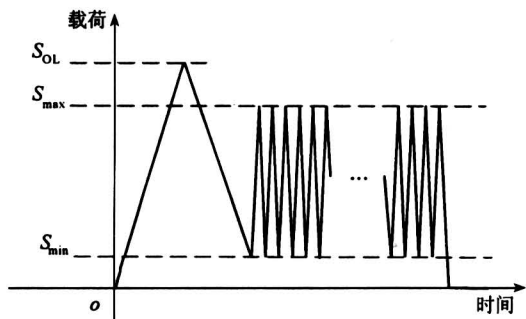


图 2 试验载荷谱示意图

Fig.2 Sketch of load spectrum

式中 S_{OL} 为过载应力， S_{max} 为等幅谱最大应力。

笔者做了超载比 k 分别为 1.19, 1.47, 1.93, 应力比 R 分别为 0.38, 0.29, 0.24 的超载疲劳试验，以及无超载、 R 为 0.29, 0.24 的等幅疲劳试验；超载频率为 1 Hz，等幅谱频率为 10 Hz，最大/最小应力、超载应力及试验件分组情况见表 1。

表 1 疲劳寿命试验分组情况

Table 1 Design of fatigue life experiment grouping

$S_{max}/S_{min}/MPa$	腐蚀年限/a	$S_{OL} = S_{max}$	$S_{OL} = 417 MPa$
350/83	0		✓
	2		✓
	5		✓
283 / 83	0	✓	✓
	2	✓	✓
	5	✓	✓
216 / 83	0		✓
	2		✓
	5		✓

3 结果分析与讨论

3.1 试件疲劳寿命随预腐蚀年限的变化规律

腐蚀年限及超载对 LC4CS 疲劳性能的影响见图 3。用最小二乘法对各组试验数据做一元线性回归分析，得到不同超载比之回归方程和相关系数：

$$k = 1.93: y = -0.144 t + 5.044, r = -0.924$$

$$k = 1.47: y = -0.074 t + 4.120, r = -0.692$$

$$k = 1.19: y = -0.151 t + 3.812, r = -0.955$$

$$k = 1.00: y = -0.136 t + 3.937, r = -0.956$$

(2)

式中 k 为超载比， y 为对数疲劳寿命 $\lg N$ ， t 为预腐蚀时间（年）， r 为相关系数。（以下式 (3) 和式 (4) 中符号含义与式 (2) 相同）

由图 3 和式 (2) 可得到以下规律：

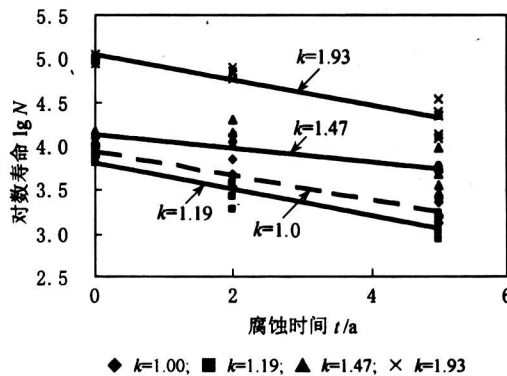


图 3 不同超载比及无超载情况下的 $\lg N - t$ 趋势

Fig.3 $\lg N - t$ curve of every overload-ratio

1) 对数疲劳寿命在各超载比下随预腐蚀时间变化的线性关系明显，且为负相关（式 (2)）。

2) 如果保持超载比不变，对数疲劳寿命随预腐蚀年限的增加而降低。但是随着预腐蚀时间的加长，疲劳寿命的分散性越来越大（见图 4），且这种分散性增大的趋势在各种超载比下均成立，反映了腐蚀作用对结构可靠性存在负面影响。

3) 4 种超载比的下降斜率比较接近（式 (2)），因而考虑取各直线斜率的算术平均值，由多项式回归将常数项变为随超载比变化的函数，从而将式 (2) 改造为一个通式：

$$y = -0.127 t + C(k) \quad (3)$$

$$C(k) = 1.883 k^2 - 4.286 k + 6.311, r = 0.996.$$

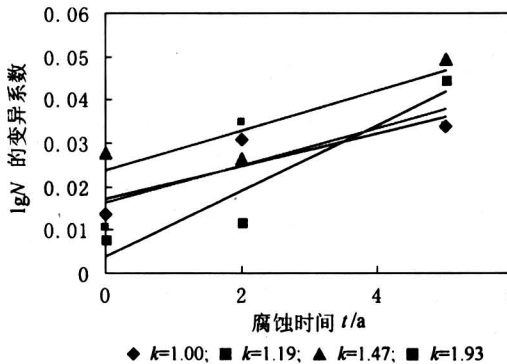


图 4 对数寿命分散性随预腐蚀年限的变化

Fig.4 Dispersion of logarithm life versus corrosion time

3.2 试件疲劳寿命随不同超载比的变化规律

为了更好地考察 LC4CS 铝合金试件在预腐蚀后疲劳寿命受超载的影响，笔者重新分析试验结果，绘制出图 5。从图中可以看出，各预腐蚀年限

下的对数疲劳寿命并不呈线性规律。经比较,采用二次和三次多项式对其散点图的趋势进行曲线回归拟合效果较好。未受腐蚀的试件寿命随超载比 k 的变化可以很好地用二次多项式拟合,而腐蚀后的变化规律则比较复杂,须用三次以上的多项式拟合。

$$\begin{aligned} 0 \text{ 年: } y &= 2.00k^2 - 4.70k + 6.63, r = 0.988 \\ 2 \text{ 年: } y &= -3.60k^3 + 16.6k^2 - 23.4k + 14.0, r = 0.967 \\ 5 \text{ 年: } y &= -3.73k^3 + 16.9k^2 - 23.6k + 13.6, r = 0.945 \end{aligned} \quad (4)$$

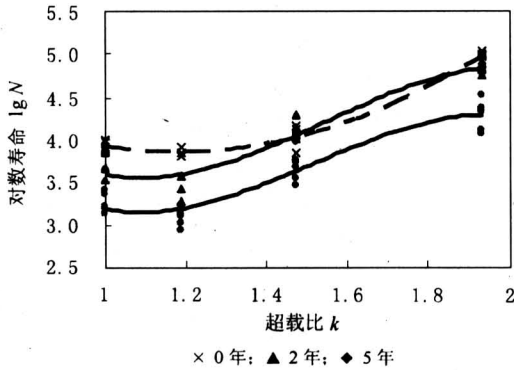


图5 不同预腐蚀程度下的 $\lg N-k$ 曲线图
Fig.5 $\lg N-k$ curve of every corrosion degree

由式(4)与图5可见,未受腐蚀与预腐蚀后的对数疲劳寿命随超载比呈现不同的变化规律:

1) 经历2年和5年预腐蚀作用后,对数寿命

随 k 的变化有着很强的相似性,两条曲线仅仅在纵轴上的截距不同,而无腐蚀作用的 $\lg N-k$ 曲线形态则有明显的不同,见式(4)。由此可以认为无腐蚀作用的超载疲劳机理和预腐蚀作用后的超载疲劳机理发生了改变。

2) 预腐蚀后试件疲劳寿命在低 k 区(1.0~1.3)不仅没有提高反而减少。由此可以认为,在低 k 区预腐蚀对寿命的“亏损”作用占主导地位。

3) k 达到1.3~2.0时,预腐蚀后的两条曲线上升很快,2年的疲劳寿命与未腐蚀的试件寿命已很接近。由此可以认为在高 k 区,超载对寿命的“增益”作用占居主导地位。

以上属于疲劳寿命试验的初步结论。超载疲劳机理变化的具体原因和形式则需要对断口做进一步的微观分析。

参考文献

- [1] 路民旭,郑修麟. 300M 钢腐蚀疲劳裂纹萌生的超载特性[J]. 金属学报,1993,29(11): B496~503
- [2] 王荣,郑修麟. 加载频率与超载对腐蚀疲劳裂纹起始寿命的影响[J]. 中国腐蚀与防护学报,1996,16(4): 256~262
- [3] 王荣,郑修麟. 铝合金腐蚀疲劳裂纹扩展的超载效应[A]. 第八届全国疲劳学术会议论文集[C]. 西安,1997. 299~302
- [4] 杨晓华,姚卫星,陈跃良. 加速疲劳寿命试验在飞机结构日历寿命研究中的应用[J]. 腐蚀科学与防护技术,2002,14(3): 172~174

Influence of Tensile Overload on Fatigue Life of LC4CS Al-alloy After Corrosion

Jiang Hui, Yang Xiaohua

(Department of Aeronautical Mechanism of Qingdao Branch, NAEI, Qingdao, Shandong 266041, China)

[Abstract] Having undergone accelerative calendar corrosion, a plate with a central hole of LC4CS alloy was subjected to constant amplitude cyclic loads after a tensile overload. From such an experiment, two points could be studied: the interaction between corrosion and overload, and the contribution of this interaction to fatigue life. The analysis of experiment data showed that when overload-ratio was fixed, the logarithm fatigue life of specimen linearly descended with the increase of corrosion degree, and the dispersion increased. For small overload-ratio, the contribution of corrosion and overload to fatigue life approximately canceled out. But for large overload-ratio, overload retardation notably prolonged fatigue life and corrosion before overload seemed to amplify the prolonging.

[Key words] LC4CS Al-alloy; corrosion before loads; overload; fatigue life