

## 金属材料大气环境静态腐蚀老化的疲劳特性\*

王斌团 范建华 杨庆雄

(西北工业大学飞机工程系, 西安 710072)

**摘要** 对 LC4CS Al 合金和 30CrMnSiNi2A 钢的疲劳试验件在大气环境预腐蚀两年后测定其疲劳寿命性能, 检验了疲劳寿命的分布特性, 分析了材料在大气环境预腐蚀后疲劳寿命分布的数字特征、寿命分散系数、疲劳  $S-N$  曲线等的变化, 以及冷挤压强化孔的疲劳增寿效应与大气环境腐蚀日历时间之间的关系。结果表明, 随腐蚀日历时间的延长, 疲劳寿命均值减小, 寿命方差增加, 疲劳寿命分散系数增大, 冷挤压强化孔的疲劳增寿效应衰减。对于在大气腐蚀环境中使用的结构, 所得结论是估算结构 (特别是飞机结构) 疲劳日历寿命的参考依据。

**关键词** 航空金属材料, 疲劳日历寿命, 大气环境腐蚀, 孔壁挤压强化

**中图分类号** V215.2, O346.2, TG111.8 **文献标识码** A **文章编号** 0412-1961(1999)11-1163-04

## FATIGUE PROPERTY OF METALS PRE-CORRODED IN ATMOSPHERIC ENVIRONMENT

WANG Bintuan, FAN Jianhua, YANG Qingxiong

Department of Aircraft Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072

Correspondent: WANG Bintuan, engineer, Tel: (029)8486532

Manuscript received 1999-04-13, in revised form 1999-07-30

**ABSTRACT** This paper investigates the fatigue calendar life of materials, which is the necessary life criteria of structure (especially for aircraft structure) in service in atmospheric corrosion environment. Fatigue tests are conducted for LC4CS aluminum alloy and 30CrMnSiNi2A steel pre-corroded in atmospheric environment for two years (2 a). The fatigue life of specimens at given calendar time of 0, 1 and 2 year and the statistical distribution of fatigue testing life are determined. Some relations between fatigue properties and the pre-corrosion time are analyzed thoroughly. The result shows that: fatigue life of two kinds of material follows log-normal distribution and two-parameter-Weibull distribution; the mean and deviation of fatigue life change with the pre-corrosion calendar time; the scatter factor of fatigue life increases and the effect of cold expansion to prolong the fatigue life of a hole decreases significantly with the calendar time. It implies that directly using the ordinary fatigue property of uncorroded material to predict the fatigue calendar life is not correct.

**KEY WORDS** airframe material, fatigue calendar life, atmospheric corrosion, cold-expansion-hole

兵器和飞机 (特别是军用飞机) 的使用环境是极其复杂和恶劣的。在沿海区域服役的飞机, 不仅要受循环载荷的作用, 而且要长期在大气腐蚀环境中停机放置。实践表明, 腐蚀环境对结构疲劳寿命有严重影响。文献 [1] 等给出了不同材料在不同腐蚀环境下的腐蚀疲劳  $S-N$  曲线, 但这些数据大多是在试验机上加上模拟腐蚀条件的环境箱里做疲劳实验得到的。这样的数据, 既不能给出疲劳强度下降与日历时间的关系, 也不能模拟材质老化。文献 [2] 给出了金属机件腐蚀损伤线性累积公式

$$D = \sum_{i=1}^m \left( \sum_{j=1}^k \frac{h_j}{H_j} \right)_i \quad (1)$$

其中,  $H_j$  为某介质环境下在第  $j$  级温度下腐蚀到规定的临界腐蚀量  $D$  的小时数。该公式描述了材料在  $m$  种介质环境下, 每种介质有  $k$  级使用温度-时间 ( $h_j$ ) 谱下的累积腐蚀损伤, 并认为当  $D=1$  时材料达到临界腐蚀寿命。显然, 这种计算模型只适用于结构不受载或受恒载状态时的情况, 它并没有把腐蚀环境与疲劳强度联系起来。因此, 对于结构 (特别是飞机结构关键件) 长期在大气环境中放置后其疲劳强度下降多少同样不能解决。

另外, 飞机结构中普遍采用钉孔挤压强化技术来提高孔

\* 收到初稿日期: 1999-04-13, 收到修改稿日期: 1998-07-30

作者简介: 王斌团, 男, 1965 年生, 工程师, 博士生

的抗疲劳和抗环境腐蚀性能. 但当孔壁受腐蚀后, 冷挤压孔的疲劳增寿效应是否会衰减, 且如何随环境腐蚀时间而衰减, 目前也都给不出这种与日历时间相关的关系. 本文研究了 LC4CS 和 30CrMnSiNi2A 材料在大气环境中长期预腐蚀后的疲劳寿命特性变化规律.

## 1 实验方法

用两种材料 LC4CS 和 30CrMnSiNi2A, 每种材料采用 3 种试验件形式(平板, 中心孔板, 冷挤压强化中心孔板), 并带螺栓. 试验件表面防护与飞机结构件相同(磷化, 涂保护漆等). 试验件存放于海南岛环境试验站(东经 110°30'31", 北纬 18°58'05", 距海岸 350 m, 海拔 12.3 m, 属湿热海洋气候), 分别在存放 0, 1, 2, 4, 7, 10 和 15 a(a 表示时间单位: 年, 下同) 后作疲劳强度对比试验. 试验应力水平, 对 LC4CS 为  $\sigma_{\max}=300$  MPa,  $\sigma_{\min}=18$  MPa; 对 30CrMnSiNi2A 为  $\sigma_{\max}=800$  MPa,  $\sigma_{\min}=48$  MPa. 其中平板试验件用于获取  $S-N$  曲线.

## 2 实验结果及讨论

### 2.1 大气环境预腐蚀后疲劳寿命的分布特性

对两种试验材料的中心孔试件, 得到在大气环境预腐蚀 0, 1 和 2 a 后的疲劳寿命循环数. 每种情况的试验均值寿命如表 1 所示. 通常情况下, 疲劳寿命服从对数正态分布(LND) 和 Weibull 分布. 本文利用线性回归技术, 采用最小二乘法估计统计参量, 用线性相关系数检验其总体拟合效果. 结果表明, 在一定的置信水平下两种假设都可通过统计检验. 表 1 列出了两种假设分布统计参量的估计值, 其中  $\mu$  和  $\sigma$  对 LND 表示均值和方差, 对 2-PWD 表示位置参量和尺度参量.

从表 1 可以发现, 两种材料在孔挤压和不挤压情况下, 其寿命均值都随日历年限的增长而减小, 但其方差(除 LC4CS 中心孔 0, 1 和 2 a 的方差) 随日历年限的增长而增加. 也就是说寿命的变异系数随日历年限的增长而增加. 从试验件表面观察到大量的腐蚀坑, 而且腐蚀日历为 2 a 的试件要比

1 a 的试件腐蚀得严重. 断口电镜观察表明, 所有裂纹起源于腐蚀坑处. 由于蚀坑造成局部应力集中, 使疲劳寿命均值降低. 另外, 大量蚀坑的存在造成试件表面材料组织不均匀度增加, 使寿命分散性(方差) 增加.

因此, 材料在环境中预腐蚀后, 某一应力水平  $S_i$  下的疲劳寿命  $N_i$  在不同的预腐蚀时间后有不同分布数字特征. 视腐蚀日历时间  $t$  为连续变量, 则疲劳寿命可看作一随机过程  $\lg N_i(t) = x_i(t)$ , 其均值函数  $\mu_i(t)$  和方差函数  $\sigma_i(t)$  分别是单调减和单调增函数. 寿命对数正态分布的概率密度函数为

$$f(x_i, t) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_i(t)} \exp\left[-\frac{1}{2\sigma_i^2(t)}(x_i - \mu_i(t))^2\right] \quad (2)$$

即密度函数在不同的日历时间有不同的特征.

### 2.2 疲劳寿命分散系数的变化

在工程实际中, 有时只有一两件全尺寸试件疲劳试验结果, 或在初期设计当缺少  $p-S-N$  曲线时, 就必须利用寿命分散系数来估计安全寿命. 通常分散系数定义为

$$L_f = 10^{-\mu_p \sigma_0}$$

或

$$L_f = 10^{-\mu_p \sigma_0 \sqrt{1+1/n}} \quad (3)$$

这里  $\mu_p$  是由选用的寿命存活率  $p$  确定的标准正态偏量,  $n$  是试件个数,  $\sigma_0$  是对数疲劳寿命标准差. 在无腐蚀介质环境中, 对同一型号材料和同一类型试件, 在同一加载条件下  $\sigma_0$  基本不变, 因此在  $p$  和  $n$  给定分散系数  $L_f$  也基本看作常数. 但本文两种材料试验结果表明, 材料在大气环境中预腐蚀后, 标准差随腐蚀日历时间而增加. 从表 1 可见腐蚀日历为 2 a 的标准差比腐蚀日历为 0 a 的大大增加, 则分散系数应表达为腐蚀时间  $t$  的函数

$$L_f(t) = 10^{-\mu_p \sigma_0(t)} \quad (4)$$

表 1 实验平均寿命及对数正态分布统计参量的估计值

Table 1 Fatigue test life and estimated value of statistical parameters of log-normal distribution

Sample	Time, a	Life, cyc	LND		Life ratio
			$\mu_{\lg N}$	$\sigma_{\lg N}$	
LC4CS hole	0	8562	3.9326	0.1179	1.0
	1	8031	3.9048	0.1038	0.938
	2	6894	3.8385	0.070	0.805
LC4CS expansion hole	1	22591	4.3539	0.0340	2.639
	2	14701	4.1673	0.0787	1.717
30CrMnSiNi2A hole	0	13942	4.1443	0.0259	1.0
	1	11583	4.0638	0.1592	0.830
	2	10179	4.0077	0.3462	0.730
30CrMnSiNi2A expansion hole	0	28297	4.4517	0.0267	2.030
	1	20381	4.309	0.068	1.462
	2	15349	4.186	0.272	1.101

从该式可以看出，当  $\sigma_0$  增大到相当于腐蚀日历为 0 a 时的  $k$  倍时， $L_f$  则增大到相当于腐蚀日历为 0 a 的  $10^k$  倍，即成指数增长。由于疲劳安全寿命  $N_p = \bar{N}/L_f$ ，根据实验结果，中值寿命  $\bar{N}$  随材料预腐蚀日历时间延长而减小，则在保证存活率  $p$  不变的条件下，材料预腐蚀日历时间越长，安全寿命  $N_p$  越低，使结构的安全服役年限大大缩短。

2.3 S-N 曲线的变化

应力疲劳中值寿命 S-N 曲线可表示为  $N \cdot S^m = C$ ，对于同一材料和试件型式在同一应力比加载条件下，该曲线是唯一的。但材料在环境中预腐蚀后其 S-N 曲线会有变化。实验表明，两种材料在大气环境预腐蚀后，在同样应力水平下寿命均值普遍下降，而且应力水平越低，寿命下降越多。例如 LC4CS 平板试件在应力比为 0.06 时，腐蚀 2 a 后的 S-N 曲线中的参量： $C=0.81856 \times 10^{13}$ ， $m=3.52653$ ，比 0 a 的参量 ( $C=3.685 \times 10^{13}$ ， $m=3.73702$ ) 要小。因此，大气环境预腐蚀日历时间  $t$  后的 S-N 曲线应为

$$N \cdot S^{m(t)} = C(t) \tag{5}$$

或应称为  $t$ -S-N 曲线，即不同的  $t$  有不同的曲线。

2.4 累积损伤律的变化

按谱载荷进行结构有限寿命设计时，可根据 Miner 线性累积损伤公式估算寿命

$$T \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{\bar{N}_i} = 1 \tag{6}$$

这里， $T$  是谱载周期数， $k$  是每个周期里的载荷级数， $n_i$  是第  $i$  级载荷  $S_i$  的循环数， $\bar{N}_i$  是对应  $S_i$  的寿命均值循环数。前已述及，环境预腐蚀后  $\bar{N}_i$  是随腐蚀日历时间  $t$  变化的量  $\bar{N}_i(t)$ 。因此，在大气腐蚀环境中长期服役的结构，每个载荷周期所处的日历时间不同则结构材料的疲劳损伤亦不同。此时第  $i$  级载荷状态应由  $(S_i, n_i, t_i)$  来描述，累积损伤公式应为

$$\sum_{j=1}^L \left( \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{\bar{N}_i(t_i)} \right)_j = 1 \tag{7}$$

其中  $L$  为加载到累积损伤为 1 时的周期数。

2.5 钉孔挤压强化增寿效应的衰减

钉孔挤压强化可显著提高孔的抗疲劳性能及抗腐蚀能力。一方面，孔壁挤压后在其表面形成一层致密的强化层，该强化层所产生的残余压应力抵消了部分外加交变拉应力，从而降低了有效应力水平。另一方面，孔壁挤压后由于表面金属产生流变，使其表面光洁度提高，消除了原有表面的加工刀痕，划伤和材料微观初始缺陷，因而有效地延缓了环境腐蚀效应。但是，材料长期受腐蚀后，钉孔挤压强化增寿效应会衰减。

2.5.1 环境腐蚀效应 腐蚀使孔边产生蚀坑，造成局部应力集中，使角裂纹易于形成。另外，腐蚀使孔表面材

料形成新的微观缺陷。因此，无论是挤压孔还是未挤压孔试验件，在大气环境中长期预腐蚀后，疲劳寿命都降低了。例如，LC4CS 和 30CrMnSiNi2A 不挤压件腐蚀年限为 2 a 的均值寿命比 0 a 的分别降到 80.5% 和 73%，其挤压件则分别降到 (小于)65.1% 和 54.2%。如图 1 和 2 所示，图中增寿比是疲劳寿命循环数与每种材料不挤压件 0 a 的疲劳寿命循环数之比。

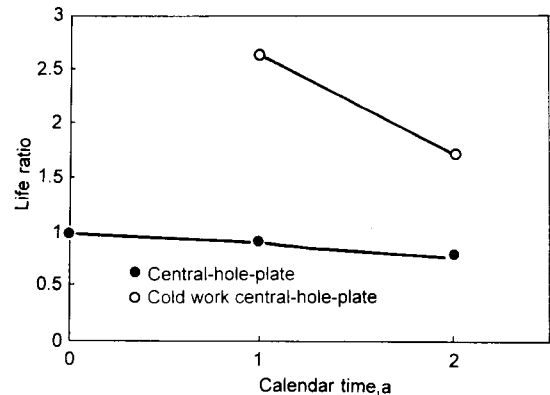


图 1 LC4CS 大气环境腐蚀疲劳实验寿命增寿比  
Fig.1 Life ratio of LC4CS pre-corroded in atmospheric environment vs calendar time

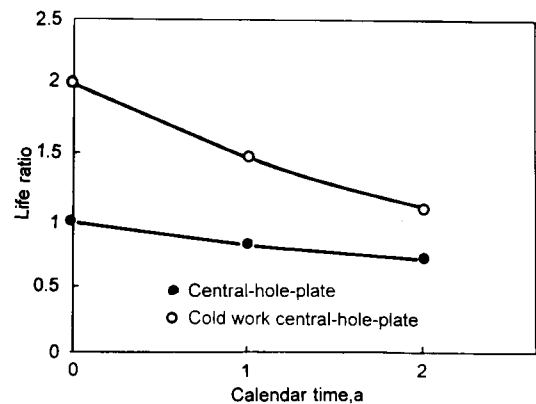


图 2 30CrMnSiNi2A 大气环境腐蚀疲劳实验寿命增寿比  
Fig.2 Life ratio of 30CrMnSiNi2A pre-corroded in atmospheric environment vs calendar time

2.5.2 挤压强化效应的衰减 从表 1 可得到，在腐蚀日历时间分别为 0, 1 和 2 a 后，30CrMnSiNi2A 挤压件与不挤压件的均值寿命之比分别为 2.0, 1.8, 1.5。可见，环境腐蚀使孔挤压强化增寿效应随腐蚀日历时间的延长而衰减 (见图 1 和 2)。这是由于孔壁周向残余压应力分布于距孔壁径向约 2 mm 范围内，孔壁材料因腐蚀而释放部分残余压应力，而且腐蚀时间越长，材料受腐蚀的面积越大，深度越深，被释放的残余压应力就越多，疲劳增寿效应衰减得就越多。尽管挤压件要比不挤压件的均值寿命衰减得快，

但前者的寿命还是要高, 增寿效应依然存在 (见图 1 和 2), 2 a 以后是否还有增寿效应, 留待后续试验检验.

### 3 结论

(1) 试件在大气环境静态预腐蚀后的疲劳寿命服从对数正态分布和双参数 Weibull 分布, 寿命分布的数字特征与腐蚀日历时间有关, 寿命均值随腐蚀日历时间的延长而减小.

方差则呈增加趋势.

(2) 疲劳寿命分散系数随腐蚀日历时间的延长而大大增加, 在保证存活率不变的条件下使安全寿命大大降低.

(3) 不同腐蚀日历时间后对应不同的  $S-N$  曲线, 相同腐蚀时间下, 应力水平越低, 与腐蚀日历为 0 a 的相比, 其疲劳寿命降低得越多.

(4) 在大气腐蚀环境中受循环载荷作用的结构, 当应用累积损伤准则估算疲劳寿命时, 各级应力水平下材料到疲劳破坏的寿命循环数应考虑环境腐蚀引起的降低.

(5) 经大气环境预腐蚀后, 冷挤压孔和不挤压孔试件的疲劳性能都降低了, 而且冷挤压孔的疲劳增寿效应随腐蚀日历年限增长而衰减, 但同一日历时间下仍然比不挤压孔的疲劳寿命高.

### 参考文献

[1] Jiang Z G. *Corrosion Fatigue of Aircraft Structure*. Beijing:

China Aviation Industry Press, 1992: 43

(蒋祖国. 飞机结构腐蚀疲劳. 北京: 航空工业出版社, 1992: 43)

[2] Lü G Z, Tong X Y. *Fatigue and Fracture*. Beijing: China Aviation Industry Press, 1998: 1

(吕国志, 董小燕. 疲劳与断裂. 北京: 航空工业出版社, 1998: 1)

[3] Mao S S. *Reliability Statistics*. Shanghai: Huadong Normal University Press, 1984: 255

(茆诗松. 可靠性统计. 上海: 华东师范大学出版社, 1984: 255)

[4] Gao Z T. *Applied Statistics of Fatigue*. Beijing: China National Defence Industry Press, 1986: 371

(高镇同. 疲劳应用统计学. 北京: 国防工业出版社, 1986: 371)

[5] Zhao Y X. *Ph D Thesis*, Chengdu: Southwestern Jiaotong University, 1998: 56

(赵永翔. 博士学位论文, 成都: 西南交通大学, 1998: 56)

[6] Ding C F, Li Q, Wan S. In: *The Chinese Society for Metals eds, Proceeding of the 8th National Conference on Fatigue*, Xi'an: Xi'an Jiaotong University, 1997: 285

(丁传富, 李谦, 万赛. 见: 金属学会, 航空学会, 力学学会, 机械工程学会编, 第八届全国疲劳学术会议论文集, 西安, 西安交通大学, 1997: 285)

[7] Fan J H. *M S Thesis*, Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 1995: 50

(范建华. 硕士学位论文, 西安: 西北工业大学, 1995: 50)

[8] Wang R X. *Stochastic Process*. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 1987: 14

(汪荣鑫. 随机过程. 西安: 西安交通大学出版社, 1987: 14)