基于 Weibull 分布的疲劳加速腐蚀因子分析

贺小帆 刘文珽 杨洪源

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100083)

摘 要：考虑预腐蚀对飞机结构疲劳寿命的影响，建立了疲劳寿命服从 Weibull 分布的加速腐蚀因子确定方法.假设预腐蚀疲劳寿命服从 Weibull 分布，特征寿命随时间呈指数规律变化，推导得到了以疲劳寿命为腐蚀量的加速腐蚀因子表达式，以及在工程常用的时间范围内加速腐蚀因子与腐蚀时间无关的结论；进行了相关参数估计，建立了加速腐蚀因子的估计方法，得到了加速腐蚀因子估计量的近似分布，对其进行了统计分析.

关 键 词：腐蚀；预腐蚀；加速因子；加速腐蚀；疲劳寿命；Weibull 分布；飞机结构

中图分类号：V 215.5；TG 171

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2007)02-0154-05

Acceleration corrosion factor analysis for fatigue critical components based on the Weibull distribution

He Xiaofan Liu Wenting Yang Hongyuan

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Accounting for the pre-corrosion influence on the fatigue life, the statistical analysis of acceleration corrosion factor for accelerated aging test to service or natural exposure environment on fatigue critical components was performed. Assuming the pre-corrosion fatigue life follows the two-parameter Weibull distribution, and the relationship between the characteristic life and the pre-corrosion time can be expressed as an exponential model, the equations for acceleration corrosion factor were established. The acceleration corrosion factor was proved to be a constant regardless of reliability degree and pre-corrosion time. The approximate distribution of the acceleration corrosion factor estimate was gained, so the confidence intervals of the acceleration corrosion factor for LY12CZ aluminum alloys specimen were obtained.

Key words: corrosion; pre-corrosion; acceleration factor; accelerated corrosion; fatigue life; Weibull distribution; aircraft structure

腐蚀和疲劳是影响飞机结构安全性和经济性的最重要的因素[1-2]，结合飞机结构的使用特点，通常将飞机结构的使用过程简化为地面停放和空中腐蚀疲劳的交替过程[3].外场调研表明飞机结构的 3 种典型失效形式是：预腐蚀疲劳、腐蚀疲劳和应力腐蚀.在目前的使用强度下，飞机结构 97%以上的时间处于地面停放状态，造成飞机结构发生腐蚀，随后在使用载荷作用构成的预腐蚀疲劳发生的频率最高、危害最严重，从而必须首先考虑地面停放预腐蚀对结构疲劳性能的影响.由于飞机结构实际服役年限一般在 20 a 以上，必须采用试验室加速腐蚀试验技术[4].加速腐蚀试验技术的核心内容是加速腐蚀环境谱和加速腐蚀因子(Acceleration Corrosion Factor，简记为 ACF；或称当量加速关系)[5].目前针对飞机结构常用的铝合金和钢，文献[4，6－9]给出了适用的加速腐蚀方法，文献[10－11]建立了工程适用的 ACF 确定方法，并已用于某型飞机腐蚀条件下使用寿命

收稿日期：2006-03-02

基金项目：'凡舟'青年科研基金资助项目(20060501)

作者简介：贺小帆(1976－)，男，湖北天门人，讲师，buaa_he@hotmail.com.

评定.但由于腐蚀量的动态特性和随机特性以及结构形式的复杂性,ACF 的确定仍然是一个比较困难的问题.

为了得到工程可用的 ACF,相关文献均假定在常用的时间范围内,ACF 是定值,但是该假设缺乏相应的理论基础;另外,由试验数据得到的 ACF 估计值具有明显的分散性,在进行数据换算时,将直接影响结果的可靠性,从而必须对 ACF 进行统计分析.文献[12－13]分别以预腐蚀疲劳寿命和疲劳寿命预腐蚀影响系数为腐蚀量,给出了疲劳关键件 ACF 的统一定义,建立了 ACF 的表达式以及统计分析方法.该过程针对预腐蚀疲劳寿命服从对数正态分布的情况,一般适用于疲劳寿命处于中寿命段的情况,而大量的理论和实践经验表明 Weibull 分布也常用于描述结构(民机结构)疲劳寿命的分布,尤其是疲劳寿命处于长寿命段时,有必要研究预腐蚀疲劳寿命服从 Weibull 分布时的 ACF 分析方法,在目前腐蚀/疲劳对民机结构的影响更为严重的情况下,该研究具有重要的工程意义.

1　疲劳关键件的 ACF

1.1　ACF 的统一定义

ACF 通常指的是"达到相同腐蚀量时不同环境下的腐蚀时间对应关系",若以 T,t 表示外场环境和加速环境下的腐蚀时间,则其一般表示形式为

$$T=f(t) \tag{1}$$

式中,$f(\cdot)$表示函数形式.

针对如下两种情况有不同的表达形式:①达到指定腐蚀损伤的结构使用时间,如管道的泄露时间;②腐蚀后的性能,如预腐蚀后的力学性能等.如果关注的是第②种情况,考虑到腐蚀的动态特性和随机特性,其具体定义为:分别以 D,d 表示外场环境和加速环境下的腐蚀量(反映腐蚀程度的物理参量),则腐蚀量是腐蚀时间的函数 $D(T),d(t)$;假设两种环境下给定腐蚀时间对应的腐蚀量的分布函数为 $F_T(D|T)$ 和 $F_t(d|t)$,两种环境下对应可靠度 P 的腐蚀量满足:$F_T(D_P|T)=1-P$,$F_t(d_P|t)=1-P$;则当两种环境下腐蚀量相同时,对应的腐蚀时间之比

$$K_p=\left.\frac{T}{t}\right|_{D_P=d_P} \tag{2}$$

称为对应 P 的加速腐蚀对外场环境的 ACF.

1.2　疲劳 ACF 的定义

对疲劳关键件而言,由于其结构形式复杂,难以真实完整地描述结构的腐蚀损伤过程,而疲劳寿命是反映飞机结构安全性和经济性的主要指标,从而以预腐蚀后结构在一般环境下的疲劳寿命作为腐蚀量.

从 1.1 节的定义出发,疲劳关键件的 ACF 定义为

$$K_P=\left.\frac{T}{t}\right|_{N_P(T)=N_P(t)} \tag{3}$$

式中,$N_P(T)$表示外场预腐蚀时间 T 后的对应 P 的疲劳寿命;$N_P(t)$表示实验室环境下加速预腐蚀 t 时间后的对应 P 的疲劳寿命.

1.3　表示形式

针对腐蚀条件下飞机结构的使用特点,在腐蚀损伤未超过经济修理极限时,给出如下假设:

1) 预腐蚀不改变疲劳寿命的分布形式,并假设疲劳寿命服从双参数 Weibull 分布:

$$F(N(T))=1-\exp\left(-\left(\frac{N(T)}{\beta(T)}\right)^{\alpha(T)}\right) \tag{4}$$

式中,$N(T)$为预腐蚀 T 时间后一般环境下的疲劳寿命;$\beta(T)$为预腐蚀 T 时间后一般环境下的特征寿命;$\alpha(T)$为预腐蚀 T 时间后疲劳寿命分布的形状参数.

2) 当外场环境为局部小环境,环境因素对寿命分散性的影响可以忽略时,不同 T 对应的疲劳寿命分布形状参数相同:

$$\alpha(T)=\alpha \tag{5}$$

该式表明预腐蚀不影响结构疲劳寿命的分散性.长期使用经验和理论分析表明,α 可以取为仅与材料有关的常数.美国波音公司在结构疲劳分析的细节疲劳额定强度方法 DFR(Detail Fatigue Rating)中,针对不同的结构材料,给出了 α 的取值[14－15].

因此,疲劳寿命分布形式退化为单参数 Weibull 分布.它是预腐蚀后结构失效机理不变性的表示形式之一.

3) 腐蚀环境不改变疲劳寿命随时间的变化形式,在载荷确定的前提下,预腐蚀后的飞机结构特征寿命随腐蚀时间的变化如下:

$$\ln\beta(T)=A+B\varphi(T) \tag{6}$$

式中,$\varphi(T)$为仅与时间有关的函数,在工程常用的时间范围内,可取最简单的形式 $\varphi(T)=T$,有

$$\ln\beta(T)=A+BT$$

或

$$\beta(T)=\beta(0)\mathrm{e}^{BT}$$

此时,$A=\ln\beta(0)$为未腐蚀结构一般环境下疲劳寿命特征值;B 为斜率,反应了寿命随腐蚀时间变化的快慢.从而有

$$N_P(T)=\beta(T)[-\ln P]^{1/\alpha}=\beta(0)[-\ln P]^{1/\alpha}e^{BT} \tag{7}$$

式中，$N_P(T)$满足 $P(N(T)\geqslant N_P(T))=P$.

设试验室加速腐蚀动力学规律为

$$\ln\beta(t)=a+bt \tag{8}$$

式中，$a=\ln\beta(0)=A$.

试验室加速环境下可靠寿命 $N_P(t)$满足：

$$N_P(t)=\beta(0)[-\ln P]^{1/\alpha}e^{bt} \tag{9}$$

对比(7)式、(9)式，有

$$K_P=\frac{T}{t}\bigg|_{N_P(T)=N_P(t)}=\frac{b}{B}=K \tag{10}$$

它是疲劳 ACF 的具体表现形式. 显然当材料/结构、载荷、环境确定时，在工程常用的时间范围内，ACF 为一个确定量，与 P 和腐蚀时间无关.

2 ACF 的统计分析

2.1 目 的

(10)式可以用于不同环境下的寿命换算，

$$\left.\begin{aligned}T&=K\cdot t\\N_P(T)&=N_P(t)\end{aligned}\right\} \tag{11}$$

即当 K 确定后，可以将加速环境下的寿命折算到外场服役环境下，这是工程关注的焦点. (10)式中的参数均为理论值，当由试验数据确定 b，B 的估计值 $\hat{b}$，$\hat{B}$ 后，按(10)式得到 ACF：

$$\hat{K}=\frac{\hat{b}}{\hat{B}} \tag{12}$$

该式为估计值，必须进行统计分析，以保证外场使用寿命的可靠性和结构的安全性. 在(12)式中引入置信度 γ，则对应的 ACF 为

$$K_{P,\gamma}=\left(\frac{\hat{b}}{\hat{B}}\right)_{\gamma} \tag{13}$$

2.2 相关参数估计

1) 最佳线性无偏估计.

工程上通常进行成组疲劳试验估计特征寿命，假设预腐蚀 T 时间后 m_T 个试件在一般环境下进行疲劳试验，完全寿命数据为 $N_i(T)(i=1,\cdots,m_T)$，由极大似然估计得到 $\beta(T)$的估计值：

$$\hat{\beta}(T)=\left(\frac{1}{m_T}\sum_{i=1}^{m_T}N_i^{\alpha}(T)\right)^{1/\alpha} \tag{14}$$

当 α 给定时，通过特征函数的反演，可以得到 $y=\dfrac{\hat{\beta}(T)}{\beta(T)}$的概率密度函数(PDF)为

$$f_Y(y)=\begin{cases}\dfrac{\alpha m_T^{m_T}}{\Gamma(m_T)}y^{\alpha m_T-1}e^{-m_Ty^{\alpha}} & y>0\\0 & y\leqslant 0\end{cases} \tag{15}$$

式中，$\Gamma(m_T)=\int_0^{\infty}z^{m_T-1}e^{-z}dz$.

令 $x=\ln y=\ln\hat{\beta}(T)-\ln\beta(T)$，其 PDF 为

$$f_X(x)=\frac{\alpha m_T^{m_T}}{\Gamma(m_T)}e^{\alpha m_Tx}e^{-m_T\ e^{\alpha x}} \tag{16}$$

记其数学期望和方差为 $E(X)$和 $\mathrm{var}(X)$，显然 $E(X)$和 $\mathrm{var}(X)$仅与样本容量 m_T 有关，记为 $E(m_T)$，$\mathrm{var}(m_T)$. 由 Mathcad 软件计算得到的典型值见表 1、表 2.

表 1 $E(m_T)$的典型取值

m_T	α		
	2.2	3.0	4.0
1	−0.262 371	−0.192 405	−0.144 304
2	−0.122 892	−0.090 121	−0.067 591
3	−0.079 922	−0.058 609	−0.043 957
4	−0.059 171	−0.043 392	−0.032 544
5	−0.046 964	−0.034 440	−0.025 830
6	−0.038 928	−0.028 547	−0.021 410
7	−0.033 239	−0.024 375	−0.018 281
8	−0.029 000	−0.021 267	−0.015 950
9	−0.025 720	−0.018 861	−0.014 146
10	−0.023 086	−0.016 930	−0.012 698

表 2 $\mathrm{var}(m_T)$的典型取值

m_T	α		
	2.2	3.0	4.0
1	0.339 862	0.182 770	0.102 808
2	0.133 251	0.071 659	0.040 308
3	0.081 598	0.043 882	0.024 683
4	0.058 641	0.031 536	0.017 739
5	0.045 728	0.024 591	0.013 833
6	0.037 463	0.020 147	0.011 333
7	0.031 724	0.017 061	0.009 596
8	0.027 508	0.014 793	0.008 321
9	0.024 279	0.013 057	0.007 344
10	0.021 729	0.011 686	0.006 573

建立如下线性模型：

$$\left.\begin{aligned}&E(\ln\hat{\beta}(T)-E(m_T))=\ln\beta(T)=A+BT\\&D(\ln\hat{\beta}(T)-E(m_T))=\mathrm{var}(m_T)\end{aligned}\right\} \tag{17}$$

由预腐蚀成组疲劳试验得到$(T_i,\ln\hat{\beta}(T_i))(i=1,\cdots,n)$后，按广义 Gauss-Markov 定理，即可得到最佳线性无偏估计值：

$$\left.\begin{aligned}&\hat{\boldsymbol{B}}=[\boldsymbol{T}'\boldsymbol{V}^{-1}\boldsymbol{T}]^{-1}\boldsymbol{T}'\boldsymbol{V}^{-1}\boldsymbol{Y}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{B}_1\\\boldsymbol{B}_2\end{bmatrix}\boldsymbol{Y}\\&E(\hat{\boldsymbol{B}})=\boldsymbol{B}\\&\mathrm{cov}(\hat{\boldsymbol{B}})=[\boldsymbol{T}'\boldsymbol{V}^{-1}\boldsymbol{T}]^{-1}\end{aligned}\right\} \tag{18}$$

式中，$\boldsymbol{T}=\begin{bmatrix}1&T_1\\\vdots&\vdots\\1&T_n\end{bmatrix}$为系数矩阵；$\boldsymbol{V}$ 为协方差矩

阵,其分量 $v_{ii}=\mathrm{var}(m_{T_i})$,$v_{ij}=0(i\neq j)(i,j=1,\cdots,n)$;$\boldsymbol{Y}=(\ln\hat{\beta}(T_1)-E(m_{T_1}),\cdots,\ln\hat{\beta}(T_n)-E(m_{T_n}))'$;$\boldsymbol{B}=(A,B)'$ 为待估参数向量;$\boldsymbol{B}_1=(B_{11},B_{12},\cdots,B_{1n})$,且 $\hat{A}=\boldsymbol{B}_1\boldsymbol{Y}$.

2) 回归直线斜率的重新确定.

按 1)中过程得到外场和加速腐蚀参数估计值 $\hat{A},\hat{a}$,记 $v_1=\mathrm{var}(\hat{A})$,$v_2=\mathrm{var}(\hat{a})$,$\hat{a}=\boldsymbol{b}_1\boldsymbol{y}$,$\boldsymbol{b}_1=(b_{11},b_{12},\cdots,b_{1n})$,则取

$$c_1=\frac{v_2+b_{11}^2(1-v_{11})-B_{11}b_{11}}{v_1+v_2+(B_{11}-b_{11})^2-(B_{11}^2+b_{11}^2)v_{11}}$$

$$c_2=1-c_1$$

由于 $E(\hat{a})=E(\hat{A})$,则不同环境下公共的 $\hat{A}_{\mathrm{w}}=c_1\hat{A}+c_2\hat{a}$ 为最佳线性无偏估计量.

由 $\hat{A}_{\mathrm{w}}$ 对回归直线斜率进行调整,则(17)式成为带约束条件的线性模型,记向量 $\boldsymbol{K}=(1,0)$,参考文献[16],则相关参数重新确定为

$$\hat{\boldsymbol{B}}_{\mathrm{c}}=(\hat{A}_{\mathrm{w}},\hat{B})=\hat{\boldsymbol{B}}-[\boldsymbol{T}\boldsymbol{V}^{-1}\boldsymbol{T}]^{-1}\cdot\boldsymbol{K}'[\boldsymbol{K}(\boldsymbol{T}'\boldsymbol{V}^{-1}\boldsymbol{T})^{-1}\boldsymbol{K}']^{-1}(\boldsymbol{K}\hat{\boldsymbol{B}}-\hat{A}_{\mathrm{w}})\quad(19)$$

记外场环境下的参数为

$$\hat{\boldsymbol{B}}_{T,\mathrm{c}}=(\hat{A},\hat{B})'=\hat{\boldsymbol{B}}-[\boldsymbol{T}'\boldsymbol{V}_T^{-1}\boldsymbol{T}]^{-1}\cdot\boldsymbol{K}'[\boldsymbol{K}(\boldsymbol{T}'\boldsymbol{V}_T^{-1}\boldsymbol{T})^{-1}\boldsymbol{K}']^{-1}(\boldsymbol{K}\hat{\boldsymbol{B}}-\hat{A}_{\mathrm{w}})\quad(20)$$

加速腐蚀环境下的相关参数为

$$\hat{\boldsymbol{b}}_{t,\mathrm{c}}=(\hat{a},\hat{b})'=\hat{\boldsymbol{b}}-[\boldsymbol{T}'\boldsymbol{V}_t^{-1}\boldsymbol{T}]^{-1}\cdot\boldsymbol{K}'[\boldsymbol{K}(\boldsymbol{T}'\boldsymbol{V}_t^{-1}\boldsymbol{T})^{-1}\boldsymbol{K}']^{-1}(\boldsymbol{K}\hat{\boldsymbol{b}}-\hat{A}_{\mathrm{w}})\quad(21)$$

并且　　$\hat{A}=\hat{a}=\hat{A}_{\mathrm{w}}$

从而可以得到 $\hat{b},\hat{B}$ 的协方差以及相关系数:

$$\left.\begin{aligned}\mathrm{cov}(\hat{B},\hat{b})&=\frac{1}{2}(\mathrm{var}(\hat{B}+\hat{b})-\mathrm{var}(\hat{B})-\mathrm{var}(\hat{b}))\\ \rho&=\frac{\mathrm{cov}(\hat{B},\hat{b})}{\sqrt{\mathrm{var}(\hat{B})}\sqrt{\mathrm{var}(\hat{b})}}\end{aligned}\right\}\quad(22)$$

2.3　$\hat{K}$ 的统计分析

难以得到参数 $\hat{b},\hat{B}$ 的精确分布,无法建立(12)式的分布特性,大量的 Monte Carlo 模拟表明,在成组寿命试验样本较大时,$\hat{b},\hat{B}$ 近似服从正态分布,$(\hat{B},\hat{b})$的近似联合 PDF 为

$$f(\hat{B},\hat{b})=\frac{1}{2\pi\sigma(\hat{B})\sigma(\hat{b})\sqrt{1-\rho^2}}\cdot\exp\left\{\frac{-1}{2(1-\rho^2)}\left[\frac{(\hat{B}-B)^2}{\sigma^2(\hat{B})}-2\rho\frac{(\hat{B}-B)(\hat{b}-b)}{\sigma(\hat{B})\sigma(\hat{b})}+\frac{(\hat{b}-b)^2}{\sigma^2(\hat{b})}\right]\right\}\quad(23)$$

记 $x=\hat{b},y=\hat{B}$,则 $\hat{K}=\hat{b}/\hat{B}$ 的 PDF 为

$$f(\hat{K})=\int_{-\infty}^{+\infty}|y|f(y\hat{K},y)\mathrm{d}y=\int_{-\infty}^{+\infty}|y|\frac{1}{2\pi\sigma(x)\sigma(y)\sqrt{1-\rho^2}}\cdot\exp\left\{\frac{-1}{2(1-\rho^2)}\left[\frac{(y\hat{K}-b)^2}{\sigma^2(x)}-2\rho\frac{(y\hat{K}-b)(y-B)}{\sigma(x)\sigma(y)}+\frac{(y-B)^2}{\sigma^2(y)}\right]\right\}\mathrm{d}y\quad(24)$$

给定 γ,根据分布函数解出 $F(z)=\left(\frac{1-\gamma}{2},\frac{1+\gamma}{2}\right)$ 对应 $(z_{(1-\gamma)/2},z_{(1+\gamma)/2})$,则对应的置信区间为 $(K_{(1+\gamma)/2},K_{(1-\gamma)/2})=(z_{(1-\gamma)/2},z_{(1+\gamma)/2})$.

在加速腐蚀试验中,偏保守的情况是取 ACF 的置信下限值,即由试验室加速腐蚀后的疲劳寿命得到的外场疲劳寿命偏于保守,保证结构安全.取 $F(z)=\gamma$ 对应的 z_γ,此时对应的 ACF 为 $K_\gamma=z_\gamma$.

3　算　例

文献[9]给出了 LY12CZ 铝合金双层搭接试件在试验室周期浸润加速腐蚀、典型地区外场暴露不同腐蚀时间后一般环境下恒幅成组疲劳寿命数据,参考文献[14－15],取 $\alpha=4.0$,参数估计结果见表 3.

表 3　LY12CZ 铝合金搭接试件预腐蚀疲劳试验数据

环境	序号	预腐蚀时间	$\hat{\beta}$/次	试件数
加速腐蚀	0	0	214 618	6
	1	5 d	196 059	6
	2	10 d	179 417	6
	3	20 d	159 591	6
外场暴露	1	1.5 a	203 053	6
	2	3.0 a	188 299	6

查表 1,引入 $E(m_T)=-0.021\,410$,按(17)式对上述数据进行回归分析,结果见表 4.

表 4　回归曲线参数

环境	回归参数	
	$\hat{a},\hat{A}$	$\hat{b},\hat{B}$
加速腐蚀	12.285 264	－0.014 708
外场暴露	12.301 360	－0.043 607

两条直线的截距无明显差异,有 $\hat{A}_{\mathrm{w}}=12.295\,08$. 重新确定直线斜率为:$\hat{b}=-0.015\,363$,$\hat{B}=-0.041\,095$. 从而 ACF 为

$$\hat{K}=\frac{\hat{b}}{\hat{B}}=\frac{-0.015\,363}{-0.041\,095}=0.374$$

即加速腐蚀 2.67 d 相当于外场暴露 1 a. $N(T)$-T, $N(t)$-t 曲线以及按 ACF 平移后的 $N'(T)$-T 曲线见图 1.

取 $\gamma=0.95$, 计算可得对应的置信区间为 (0.35, 0.40); 单侧置信下限为 0.36.

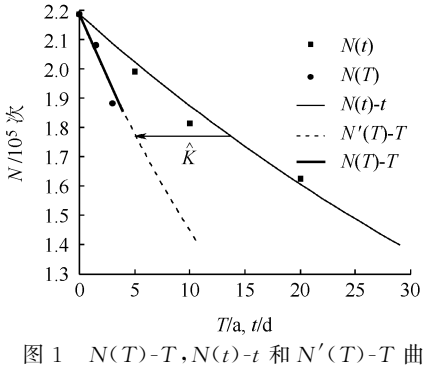

图 1 $N(T)$-T, $N(t)$-t 和 $N'(T)$-T 曲线

4 结束语

以疲劳寿命服从 Weibull 分布, 假设预腐蚀疲劳特征寿命与预腐蚀时间呈指数变化, 建立了疲劳加速腐蚀因子的表达式, 并得到了在腐蚀损伤未超过经济修理极限时, 加速腐蚀因子与腐蚀时间无关的结论; 建立了加速腐蚀因子的估计方法, 并对加速腐蚀因子进行了统计分析.

参考文献 (References)

[1] Simpson D L, Brooks C L. Tailoring the structural integrity process to meet the challenges of aging aircraft[J]. International Journal of Fatigue, 1999, 21: s1－s14

[2] Lincon J W. Corrosion and fatigue: safety issue or economic issue[C]// Simpson D L. Fatigue in the Presence of Corrosion. Canada: Canada Communication Group Inc, 1999: 2－1～2－5

[3] 刘文珽, 李玉海, 贾国荣. 腐蚀条件下飞机结构使用寿命评定与监控方法研究[J]. 北京航空航天大学学报, 1996, 22(3): 259－263
Liu Wenting, Li Yuhai, Jia Guorong. Evaluation and supervision of service life for aircraft structures under corrosive condition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1996, 22(3): 259－263(in Chinese)

[4] Wanhill R J H, Luccia J J De. An AGARD-coordinated corrosion fatigue cooperative testing programme (CFCTP)[R]. AD-A113731, AGARD-R-695, 1982

[5] Lev M Klyatis. Establishment of accelerated corrosion testing conditions[J]. Proceedings Annual Reliability and Maintainability Symposium, 2002: 636－641

[6] DuQuesnay D L, Underhill P R, Britt H J. Fatigue crack growth from corrosion damage in 7075-T6511 aluminium alloy under aircraft loading[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25: 371－377

[7] Medved J J, Breton M, Irving P E. Corroison pit size distributions and fatigue lives-a study of the EIFS technique for fatigue design in the presence of corrosion[J]. International Journal of Fatigue, 2004, 26: 71－80

[8] 周希沅. 中国飞机结构腐蚀分区和当量环境谱[J]. 航空学报, 1998, 20(5): 230－233
Zhou Xiyuan. Corrosion demarcation of airplane structures of china and equivalence environmental spectrum[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 20(5): 230－233 (in Chinese)

[9] 陈群志. 腐蚀环境下飞机结构日历寿命技术体系研究[D]. 北京: 北京航空航天大学飞行器设计与应用力学系, 1999
Chen Qunzhi. Calendar life of aircraft structures under corrosive environments[D]. Beijing: Dept. of Flight Vehicle Design and Applied Mechanics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999(in Chinese)

[10] 陈群志, 李喜明, 刘文珽, 等. 飞机结构典型环境腐蚀当量加速关系研究[J]. 航空学报, 1998, 19(4): 414－418
Chen Qunzhi, Li Ximing, Liu Wenting, et al. Investigation of corrosion equivalent relationships between the accelerated environment and the typical service environment of aircraft structures[J]. Acta Aeronautics et Astronautica Sinica, 1998, 19(4): 414－418(in Chinese)

[11] 刘文珽, 蒋冬滨. 飞机结构关键危险部位加速腐蚀试验环境谱研究[J]. 航空学报, 1998, 19(4): 435－438
Liu Wenting, Jiang Dongbin. Study on accelerated corrosion test environment spectrum for critical area[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(4): 435－438 (in Chinese)

[12] 贺小帆, 刘文珽. 疲劳关键件加速腐蚀因子可靠性分析[J]. 航空学报, 2005, 26(2): 184－189
He Xiaofan, Liu Wenting. Reliability analysis of accelerated corrosion factor for fatigue critical components[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(2): 184－189(in Chinese)

[13] 贺小帆, 刘文珽, 向锦武. 基于 C-T 曲线的加速腐蚀因子可靠性分析[J]. 机械强度, 2006, 28(6): 888－892
He Xiaofan, Liu Wenting, Xiang Jinwu. Reliability analysis of accelerated corrosion factor for fatigue critical components based on the C-T curve[J]. Journal of Mechanical Strength, 2006, 28(6): 888－892(in Chinese)

[14] Whittaker I C, Besuner P M. A reliability analysis approach to fatigue life of aircraft structures[R]. AD-853263, 1969

[15] Whittaker I C. Development of titanium and steel fatigue variability model for application of reliability analysis approach to aircraft structures[R]. AD-758219, 1972

[16] 王松桂, 陈敏, 陈立萍. 线性统计模型: 线性回归与方差分析[M]. 北京: 高等教育出版社, 1999
Wang Songgui, Chen Min, Chen Liping. Linear statistical models: linear regression and analysic of variance[M]. Beijing: Higher Education Press, 1999(in Chinese)

(责任编辑: 刘登敏)