

文章编号: 1000-8055(2008)07-1328-06

预腐蚀疲劳退化加速因子研究

贺小帆, 杨洪源, 刘文斑

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 考虑预腐蚀对材料疲劳性能的影响, 以疲劳强度作为腐蚀量, 给出了考虑预腐蚀疲劳退化的加速腐蚀因子的定义和表达式, 并结合疲劳分析方法, 以细节疲劳额定值 (DFR) 作为疲劳强度的衡量, 给出了预腐蚀条件下的 DFR 确定方法, 通过加速环境和实际服役环境下 DFR 随预腐蚀时间退化规律的对比分析, 建立基于 DFR 的加速腐蚀因子, 并进行参数估计, 最后, 给出了 LY12CZ 铝合金试件在典型环境下的加速腐蚀因子取值。

关 键 词: 加速因子; 腐蚀; 预腐蚀; 加速腐蚀; 细节疲劳额定值 (DFR); 疲劳

中图分类号: V215.5; TG171

文献标识码: A

Investigation of acceleration factor for pre-corrosion fatigue degradation: model and analysis

HE Xiaofan, YANG Hongyuan, LIU Weirong

(School of Aeronautical Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The acceleration corrosion factor (ACF) for accelerated corrosion test under service or natural exposed environment is the most important parameter in the accelerated corrosion test (ACT). The material property was degraded seriously in pre-corrosion environment, and the corrosion damage was characterized by fatigue strength. So, the acceleration factor was defined as the ratio of fatigue strength in different environments, and the expression was proposed in consideration of the degradation process of fatigue strength with corrosion time. To evaluate the fatigue property, the pre-corrosion fatigue life was assumed to follow the two-parameter Weibull distribution, the detail fatigue rating (DFR) method in pre-corrosion environment was proposed, and the relationship between the DFR and the corrosion time was expressed as an exponential function. The acceleration corrosion factor based on the DFR was proposed by comparing the degradation process in accelerated corrosive environment and the natural exposed environment, and was proved to be a constant regardless of corrosion time. Finally, the typical ACF of LY12CZ Aluminum alloy specimen was calculated.

Key words: acceleration corrosion factor; corrosion; pre-corrosion; accelerated corrosion; detail fatigue rating (DFR); fatigue

材料在使用环境下的耐久性问题引起了越来越多的关注, 大部分材料在使用过程中均会承受

收稿日期: 2007-08-09; 修订日期: 2007-12-17

基金项目: 北京航空航天大学“凡舟”青年科研基金(20060501)

作者简介: 贺小帆(1976-), 男, 湖北天门人, 讲师, 主要研究方向为腐蚀环境下结构耐久性与可靠性, Email: buaa_he@hotmail.com.

循环交变载荷作用, 以航空发动机的叶片为例, 除了峰值比较大的地-空-地循环载荷外, 由于旋转气动载荷导致叶片振动产生高周低峰值的振动载荷, 也会造成明显的疲劳损伤, 在发动机结构耐久性和可靠性研究中, 疲劳是非常重要的问题. 材料在使用过程中还承受使用环境的作用, 载荷和环境的耦合作用对材料性能影响非常明显. 外场调研表明, 在机械装备结构性故障中, 疲劳、腐蚀、蠕变和磨蚀占主要地位^[1], 尤其是对需要满足长寿命、高可靠性要求的航空材料, 由于服役环境越来越恶劣, 耐久性问题备受重视. 目前, 世界各国军用飞机使用强度均不太高, 大部分日历时间处于地面停放状态, 尤其是军用运输机和轰炸机, 其 95% ~ 97% 的时间为地面停放状态^[2], 由于停放机场自然环境介质和化学介质的作用, 金属材料不可避免的会发生腐蚀损伤, 这种损伤早期表现为晶间或穿晶的形态, 外场很难检测, 但会降低材料的抗疲劳性能, 随后出现明显的蚀坑, 即使是尺寸很小的腐蚀损伤也会导致局部产生应力集中, 使应力水平大大升高, 降低材料的寿命和强度储备, 尤其是对主要以安全寿命思想设计的发动机结构, 由于发动机检测周期难以确定, 从而往往会导致意外事故的发生; 与此同时, 由于腐蚀降低寿命、增加了维护的工作量, 甚至导致发动机提前报废, 将大大降低发动机的经济性. 目前, 腐蚀和疲劳已成为影响发动机结构安全性和经济性的重要因素, 我国曾出现过螺旋桨飞机发动机叶片严重腐蚀的故障, 预腐蚀损伤导致其材料的条件疲劳极限降低近 50%.

为了保证安全性, 需要进行腐蚀后的疲劳强度评定; 为了提高经济性, 还要进行腐蚀后的延寿, 从而必须研究腐蚀对材料性能的影响. 对航空结构用材料而言, 其典型的使用过程是地面停放和空中疲劳的交替过程, 本文仅考虑地面停放预腐蚀后交变应力下的疲劳损伤(预腐蚀疲劳), 从而必须首先研究地面停放预腐蚀对材料疲劳性能的影响. 由于材料实际服役年限一般在数年以上, 进行外场实际环境下的腐蚀试验在工程上难以实现, 必须采用试验室加速腐蚀试验技术(Accelerated corrosion testing, ACT)^[3-4], 在可接受的时间内达到外场的腐蚀损伤. 目前针对常用的铝合金和钢材料, 已经建立了适用的试验室加速腐蚀方法^[3,5-6], 但是如何将实验室环境下的疲劳分析结论推广到实际使用环境下仍然是一个非常困难的问题.

1 加速腐蚀试验相关性要求与检验标准

1.1 加速腐蚀试验相关性要求

腐蚀试验通常包括: 外场暴露腐蚀试验(包括大气暴露、土壤填埋、海水浸泡等)、现场试验以及加速腐蚀试验^[4]. 由于材料腐蚀退化过程缓慢, 服役环境多变, ACT 成为了最有效的试验手段. ACT 的相关性是 ACT 的热点, 如何通过试验室环境下的加速腐蚀试验结果有效的预测外场环境下的服役行为, 即建立加速因子(Acceleration factor, AF)是目前迫切需要解决的问题^[4].

从可靠性数学的角度出发, ACT 是一种典型的加速退化试验(Accelerated degradation testing, ADT), 通过在实验室模拟外场实际环境下的腐蚀因素, 人为强化并控制某些环境因素, 加速再现外场环境下的腐蚀损伤, 通常它只涉及到两种环境: 外场环境 E 和实验室加速环境 e. ACT 必须满足模拟性、重现性和加速性要求^[4], 统称为相关性要求:

1) 模拟性指的是能够模拟服役环境的主要腐蚀因素, 再现实际服役环境下的腐蚀损伤. 具体表现为: 加速腐蚀和外场腐蚀过程的电化学反应特性和机理一致; 两种腐蚀环境下形成的锈层特性(宏、微观腐蚀形貌、组成结构和腐蚀的二次过程及阻滞特性)一致; 两种腐蚀环境的作用机理及液膜干湿循环过程特点一致; 腐蚀动力学规律一致; 两种腐蚀环境下同时试验多组材料(或产品)时, 耐蚀的优劣顺序一致.

2) 重现性指的是在相同加速试验条件下, 两次以上重复试验, 结果无显著差异.

3) 加速性指的是在较短的时间范围内再现外场腐蚀损伤; ACT 应在模拟性优良的基础上具有高的加速因子, 初期加速因子值尽可能大.

在此需要指出的是, 考虑到材料性能随腐蚀时间的变化是逐渐衰减的动态过程, 为与加速寿命试验(Accelerated life testing, ALT)中的加速因子区别, 本文将考虑预腐蚀退化的加速因子称为“加速腐蚀因子”(Acceleration corrosion factor, ACF), 通常指的是“达到相同腐蚀量时不同环境下腐蚀时间的对应关系”^[6]. 为满足工程使用要求, 通常要求 ACF 取定值.

1.2 加速腐蚀试验方法

上述三个要求统称为相关性要求, 从根本上

讲,加速腐蚀试验必须满足失效机理一致的条件,目前针对典型金属材料,已经给出了若干可用的加速腐蚀试验方法,并列入标准.针对外场使用环境下服役的常见金属材料,干-湿交替过程是导致材料发生电化学腐蚀的重要原因,环境介质除了考虑宏观自然环境因素和化学环境因素外,还要考虑材料所处局部环境腐蚀因素,其中环境介质主要有:温度、湿度、盐雾、SO₂, NO_x, Cl⁻ 等,大量试验研究表明对在外场服役环境下使用的金属材料,采用周期浸润腐蚀试验方法满足相关性要求,其中周期浸润腐蚀试验一个周期构成如下^[3]:

- 1) 首先在加入稀 H₂SO₄ 的 5% NaCl 溶液中浸泡 7.5 min,溶液 pH= 4~ 4.5,温度为 40 ℃;
- 2) 然后在 40 ℃温度和 95% 相对湿度的潮湿空气中,用远红外线灯照射烘烤试件 22.5 min,调节远红外线灯的位置与功率,使试件在临近浸入溶液前可被烘干.

对于表面有防腐涂层,并承受疲劳载荷作用的材料,在预腐蚀试验前应进行两次低温静拉伸,以加强对涂层的老化作用,且温度取为外场服役局部环境的最低温度,拉伸载荷为疲劳载荷峰值中的最大值.

1.3 相关性检验标准

在获得具体试验数据后,ACT 相关性要求的具体体现为:

- 1) 腐蚀特征量(反映腐蚀程度的物理参量)分布特性不变.腐蚀特征量通常可取为失重(增重)、蚀坑深度、腐蚀面积、腐蚀电流等,对承力材料,常以腐蚀后的力学特性(如静力学性能、疲劳寿命、疲劳强度等)作为腐蚀特征量,考虑腐蚀特征量的随机性,通常可以选取位置分布族或位置-尺度分布族,如指数分布、正态分布、对数正态分布、双参数威布尔分布、gumbel 分布等描述腐蚀特征量的分布特性;且分布特性不随腐蚀环境 (E, e) 和腐蚀时间变化.
- 2) 某些分布参数不变;腐蚀特征量分布函数中的部分参数不随环境和腐蚀时间变化.如假设预腐蚀后的疲劳寿命服从正态分布,则疲劳寿命标准差不变;若取疲劳寿命服从对数正态分布,则对数疲劳寿命标准差不变;若以双参数威布尔分布描述疲劳寿命分布特性,则认为形状参数是材料常数.

- 3) 腐蚀动力学规律一致.不同环境下腐蚀特征量随腐蚀时间的变化规律形式完全相同,并且某些参数不变.常用的腐蚀动力学规律有线性模

型、逆幂律模型、指数函数形式等.文献[6]以指数函数描述疲劳寿命随腐蚀时间的变化.

- 4) 加速腐蚀因子为定值.加速腐蚀因子与预腐蚀时间和腐蚀量大小、腐蚀量的可靠度无关,仅仅与使用环境有关^[6].

2 基于疲劳强度的加速腐蚀因子

2.1 加速腐蚀因子的定义

材料性能随预腐蚀时间变化,疲劳强度是表征材料与结构疲劳性能的重要参量之一,它是指定循环数时材料试件破坏所对应的交变应力水平,若取疲劳强度为腐蚀量,以 K 作为 ACF 的取值,则 K 主要用于不同环境下的疲劳强度换算:

$$\sigma_F(t) \Rightarrow \sigma_F(T) \quad T=K \cdot t \quad (1)$$

式中 T, t 代表外场环境和加速环境下的腐蚀时间; $\sigma_F(T), \sigma_F(t)$ 分别表示外场预腐蚀时间 T 和实验室环境下加速预腐蚀 t 时间后的疲劳强度.

在 K 值确定时,可以通过试验室加速预腐蚀后的 $\sigma_F(t)$ 换算得到实际环境下的 $\sigma_F(T)$,显然,ACF 的表示形式为

$$K = \frac{T}{t} \Big|_{\sigma_{F,P}(T) = \sigma_{F,P}(t)} \quad (2)$$

由于材料特性差异及加工等造成分散性,疲劳强度为随机变量,通常 ACF 用疲劳强度特征值定义如下:

$$K = \frac{T}{t} \Big|_{\sigma_{F,P}(T) = \sigma_{F,P}(t)} \quad (3)$$

式中 $\sigma_{F,P}(T)$ 表示外场预腐蚀时间 T 后的对应可靠度 P 的疲劳强度; $\sigma_{F,P}(t)$ 表示实验室环境下加速预腐蚀 t 时间后的对应可靠度 P 的疲劳强度.

关于疲劳强度的描述,通常有两种形式:一是平均应力 σ_m 确定,以应力幅值 σ_a 描述的疲劳强度;二是应力比确定,以最大应力 σ_{max} 描述的疲劳强度,两种描述形式可以互相转换.

2.2 疲劳强度的试验测定及参数估计

国内外的普遍做法是采用升降法测定疲劳强度,升降法基本流程如下^[7]:

- 1) 预估指定循环数下试件的疲劳强度,确定试验的初始应力水平和应力级差;
- 2) 在初始应力水平下进行疲劳试验,如果试件未达到指定循环数发生了疲劳破坏,在此应力水平下记为“破坏”;若试件达到指定循环数未发生破坏,则停止试验,此应力水平下记为“越出”.
- 3) 后续试件应力水平的选取参照前一个试

件的结果,若前一个试件为“破坏”,则取低一级的应力水平进行试验;若前一个试件为“越出”,则取高一级的应力水平进行试验;

4) 重复该过程,直到试件个数满足最小试件数的要求和升降图闭合要求。

通常认为疲劳强度 $\sigma_F(T)$ 服从正态分布^[7],其概率密度函数(Probability density function, PDF)为

$$f(\sigma_F(T)) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma(T)} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{\sigma_F(T) - \mu(T)}{\sigma(T)}\right)^2} \quad (4)$$

式中 $\mu(T)$ 为外场环境下预腐蚀 T 时间后的疲劳强度数学期望; $\sigma(T)$ 为外场环境下预腐蚀 T 时间后的疲劳强度标准差。

通常采用半子样升降法得到配对后的疲劳强度样本 $\sigma_{F,j}(T)$ ($j = 1, \dots, n_T$),具体方法可参考文献[7],则疲劳强度分布参数估计值为

$$\begin{cases} \mu(T) = \frac{1}{n_T} \sum_{j=1}^{n_T} \sigma_{F,j}(T) \\ \sigma(T) = \sqrt{\frac{1}{n_T - 1} \sum_{j=1}^{n_T} (\sigma_{F,j}(T) - \mu(T))^2} \end{cases} \quad (5)$$

2.3 基于疲劳强度的 ACF 确定方法

若记加速环境下腐蚀 t 时间后疲劳强度标准差为 $\sigma(t)$,按 ACT 相关性要求,预腐蚀不改变疲劳强度分布特性及分散性,即有 $\sigma(T) = \sigma(t) = \sigma$ 。

指定平均应力水平或应力比以及指定寿命 N_0 对应的疲劳强度特征值随预腐蚀时间的变化规律如下

$$\mu(T) = A + B\varphi(T) \quad (6)$$

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 $\varphi(T) = T$; A 为未预腐蚀的疲劳强度, $A = \mu(0)$ 。

从而构成如下线性模型

$$\begin{cases} E(\sigma_F(T)) = A + BT \\ Var(\sigma_F(T)) = \sigma^2 I_T \end{cases} \quad \begin{cases} E(\sigma_F(t)) = A + bt \\ Var(\sigma_F(t)) = \sigma^2 I_t \end{cases} \quad (7)$$

式中 I_T, I_t 分别为 m_T, m_t 阶单位矩阵。

显然,有

$$\sigma_{F,P}(T) = \sigma_{F,P}(t) \Leftrightarrow$$

$$A + BT - u_P\sigma = A + bt - u_P\sigma \Leftrightarrow K = \frac{b}{B} \quad (8)$$

式中 u_P 为标准正态分布上 P 分位点。

即当外场环境和加速环境确定后,基于疲劳强度的 ACF 与预腐蚀时间无关。

当由试验数据获得 $(T_i, \mu(T_i))$ ($i = 1, \dots,$

m_T), $(t_i, \mu(t_i))$ ($i = 1, \dots, m_t$) 数据后,可由最小二乘法得到参数的最佳线性无偏估计值。

$$\begin{aligned} B &= \frac{m_T \sum_{i=1}^{m_T} T_i \mu(T_i) - \sum_{i=1}^{m_T} T_i \sum_{i=1}^{m_T} \mu(T_i)}{m_T \sum_{i=1}^{m_T} T_i^2 - \left(\sum_{i=1}^{m_T} T_i\right)^2} \\ b &= \frac{m_t \sum_{i=1}^{m_t} t_i \mu(t_i) - \sum_{i=1}^{m_t} t_i \sum_{i=1}^{m_t} \mu(t_i)}{m_t \sum_{i=1}^{m_t} t_i^2 - \left(\sum_{i=1}^{m_t} t_i\right)^2} \end{aligned} \quad (9)$$

从而得到 ACF 估计值。

3 基于 DFR 的加速腐蚀因子

需要指出的是,外场大量统计表明,对航空飞行器而言,地-空-地循环往往有固定的应力比,在安全寿命设计中,考虑到其载荷特点,常采用细节疲劳额定值(DFR)法进行疲劳分析,DFR 是对应力循环特征 $R = 0.06$,指定寿命 $N = 10^5$ 次,在 95% 置信水平下,具有 95% 可靠度的,以应力循环中的最大应力表示的细节疲劳强度下限值^[8],它是疲劳强度的典型代表。

3.1 基于 DFR 的加速腐蚀因子的定义

以预腐蚀后的 DFR 作为腐蚀量, $DFR(T)$, $DFR(t)$ 分别表示外场环境下预腐蚀 T 时间后和实验室环境下加速预腐蚀 t 时间后的疲劳强度额定值。按 2.1 中给出的 ACF 的定义有

$$K = \frac{T}{t} \Big|_{DFR(T) = DFR(t)} \quad (10)$$

3.2 预腐蚀后的 DFR(T)

需要指出的是:虽然 2.2 中指出疲劳强度采用升降法测定,并认为疲劳强度服从正态分布。但是波音公式提出的 DFR 方法中,采用的是完全不同的途径,它通过疲劳试验获取疲劳寿命数据,认为疲劳寿命服从双参数 Weibull 分布,采用 S-N 曲线和等寿命曲线得到 DFR。本文考虑腐蚀环境影响,确定 $DFR(T)$ 的具体过程如下:

按预腐蚀不改变疲劳寿命分布特性的要求,腐蚀后的疲劳寿命服从双参数 Weibull 分布

$$F(N(T)) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{N(T)}{\beta(T)}\right)^{\alpha(T)}\right] \quad (11)$$

式中 $N(T)$ 为预腐蚀 T 时间后室温大气环境下的疲劳寿命; $\beta(T)$ 为对应的特征寿命; $\alpha(T)$ 为对应的形状参数。不同预腐蚀时间 T 对应的疲劳寿命分布形状参数相同,即

$$\alpha(T) = \alpha \quad (12)$$

美国波音公司针对不同的金属材料, 建议 α 取确定值^[9 10].

在平均应力确定的前提下, 当疲劳寿命在 $10^4 \sim 10^6$ 次范围时, 疲劳寿命与应力幅的关系满足 Basquin 方程, 美国波音公司以如下幂函数式描述平均应力确定的情况下, 应力幅值与寿命的变化关系为

$$\sigma_a = b(T) N^{-\lg K} (T)$$

(13)

式中 $b(T)$ 为特征参数; K 是斜率, 为材料参数, 其典型取值: $K = 2.0$ (铝合金、钛合金), $K = 1.8$ (结构钢).

在确定 DFR 时, 需要以试验数据为基础, 通

$$DFR(T) = \frac{\sigma_{m0}(1-R)}{0.94 \frac{\sigma_{m0}}{\sigma_{max}} X(T) - 0.47(1+R)X(T) + 0.53(1-R)}$$

(15)

式中 σ_{max} 为最大应力; $X(T) = K^{(5 - \lg N_{95/95}(T))}$; $N_{95/95}(T)$ 表示预腐蚀 T 时间后室温大气下对应 95% 可靠度和 95% 置信度的寿命.

$N_{95/95}(T)$ 的估计方法如下: 假设预腐蚀 T 时间后 nr 个试件在室温大气环境下进行疲劳试验, 完全寿命数据为 $N_i(T) (i = 1, \dots, nr)$, 则 $\beta(T)$ 的估计值为

$$\hat{\beta}(T) = \left[\frac{1}{nr} \sum_{i=1}^{nr} N_i^a(T) \right]^{1/a}$$

(16)

$$N_{95/95}(T) = \frac{\hat{\beta}(T)}{S_R S_c}$$

式中 S_c 为置信度系数, 是试件数的函数; S_R 为可靠度系数. 上述参数的意义和取值见文献[11].

3.3 基于 DFR 的 ACF

试验数据分析表明, 指定应力比 $R = 0.06$ 和疲劳寿命 $N = 10^5$ 次对应的疲劳强度特征值随预腐蚀时间的变化规律如下:

$$\begin{cases} \lg(DFR(T)) = A + B\varphi(T) \\ \lg(DFR(t)) = A + b\varphi(t) \end{cases}$$

(17)

式中 $A = \lg(DFR(0))$, $DFR(0)$ 为未腐蚀的 DFR ; B 为斜率; $\varphi(T)$, $\varphi(t)$ 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 $\varphi(T) = T$.

显然, 从理论上讲有

$$DFR(T) = DFR(t) \Leftrightarrow 10^{(A+BT)} = 10^{(A+bt)} \Leftrightarrow K = \frac{b}{B}$$

(18)

即在工程常用的时间范围内, 基于 DFR 的加速腐蚀因子为定值, 与预腐蚀时间无关.

由试验数据获得 $(T_i, \lg(DFR(T_i))) (i = 1,$

过指定平均应力水平的 $S-N$ 曲线和等寿命曲线进行折算分析, 其中, 对应 95% 置信水平、95% 可靠度, 10^5 次等寿命曲线为确定的直线, 它与横坐标轴交点的横坐标为 σ_{m0} . σ_{m0} 为材料常数, 数值如下:

$$\sigma_{m0} = \begin{cases} 310 \text{ MPa, 对铝合金} \\ 620 \text{ MPa, 对钛合金} \\ 930 \text{ MPa, 对结构钢} (\sigma_b \leq 1\,380 \text{ MPa}) \\ 1\,240 \text{ MPa, 对结构钢} (\sigma_b > 1\,380 \text{ MPa}) \end{cases}$$

(14)

按上述定义和假设, 可以得到

$\dots, m_T)$ 、 $(t_i, \lg(DFR(t_i))) (i = 1, \dots, m_t)$ 数据后, 可以由最小二乘法, 按上述模型对相关参数进行估计, 得到 ACF 估计值, 具体过程同 2.3.

4 算 例

文献[12]给出了 LY12CZ 铝合金平板双孔试件在实验室周期浸润加速腐蚀、典型地区外场暴露不同时间后室温大气环境下恒幅成组疲劳寿命数据, 其中应力特征为: $\sigma_{max} = 114.3 \text{ MPa}$, $R = 0.06$, 按文献[9 10]给出的结果, 对铝合金取 $\alpha = 4.0$, 同时取 $K = 2.0$, $\sigma_{m0} = 310 \text{ MPa}$, 按 3 中方法估计 ACF, 其中参数估计结果见表 1.

表 1 LY12CZ 铝合金试件预腐蚀疲劳试验数据

Table 1 Corroded fatigue life of LY12CZ Aluminum Alloy specimen

环境	序号	预腐蚀时间	$\hat{\beta}$ /次	DFR/MPa	试件数 n
加速腐蚀	0	0	68 577	83.363	7
	1	5 d	64 669	82.108	5
	2	10 d	59 907	80.497	5
	3	20 d	53 689	78.234	5
外场暴露	1	1.5 a	65 513	82.384	6
	2	3.0 a	61 235	80.956	6

按 (17) 式对上述数据进行回归分析, 结果见表 2.

表 2 回归曲线参数

Table 2 Regression parameter

回归参数	A	B, b	R
加速腐蚀	1.920 82	- 0.001 39	0.997
外场暴露	1.921 38	- 0.004 24	0.994

可以看出, 相关系数 R 均大于 0.99, 说明拟合效果良好.

两条直线的截距无明显差异, 从而 ACF 取值为

$$K = \frac{b}{B} = \frac{-0.00139}{-0.00424} = 0.328$$

即加速腐蚀 3.05 d 相当于外场暴露 1 a.

不同环境下的 $DFR-T$, $DFR-t$ 曲线见图 1.

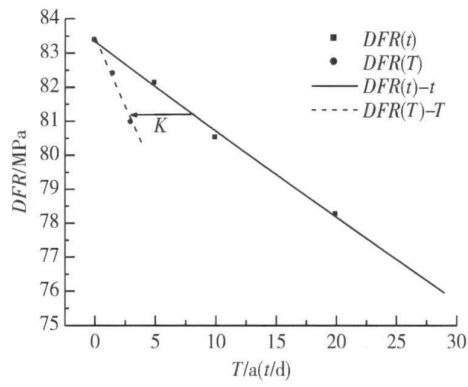


图 1 $DFR-T$, $DFR-t$ 曲线

Fig. 1 $DFR-T$ and $DFR-t$ curves

5 结 论

加速预腐蚀试验应满足模拟性、重现性、加速性要求, 提出了相关性的检验标准. 以疲劳强度作为腐蚀量, 给出了基于疲劳强度的加速腐蚀因子的定义和表达式; 考虑疲劳分析的特点, 以 DFR 作为结构疲劳强度的衡量, 建立了基于 DFR 的加速腐蚀因子分析方法, 给出了加速腐蚀因子表达式, 对其进行了统计分析.

参考文献:

[1] 宋兆鸿. 航空发动机可靠性与故障抑制工程[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2002.

[2] 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: 1-14.

[3] 刘文斑, 李玉海. 飞机结构日历寿命体系评定技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.

[4] 曹楚南. 中国材料的自然环境腐蚀[M]. 北京: 化学工业出版社, 2005.

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

[6] 贺小帆, 刘文斑. 疲劳关键件加速腐蚀因子可靠性分析[J]. 航空学报, 2005, 26(3): 315-319.

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)

[7] 高镇同. 疲劳应用统计学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1986.

[8] 傅祥炯. 结构疲劳与断裂[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1995.

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

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

[11] 林富甲. 结构可靠性[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1991.

[12] 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, 1999.