

7B04-T6 铝合金腐蚀疲劳交替寿命预测模型

李昌范¹, 何宇廷¹, 张 胜¹, 李 旭², 杜 旭¹, 张 腾¹

(1. 空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038;

2. 中国人民解放军 94578 部队, 江苏 盐城 224000)

摘 要: 利用 7B04-T6 铝合金进行了预腐蚀试验和“腐蚀+疲劳+腐蚀+疲劳+……”交替模式作用下的腐蚀疲劳交替试验。试验结果表明:在腐蚀疲劳交替作用下,试验件寿命比相同腐蚀时间作用下的预腐蚀试验件寿命长。利用试验结果建立了基于损伤力学和非线性损伤累积理论的腐蚀疲劳交替寿命预测模型。提出了利用损伤指数描述腐蚀损伤和疲劳损伤在交替过程中的耦合关系,并分析了损伤指数变化对模型迟滞因子和模型预测精度的影响。通过模型分析,在腐蚀疲劳交替过程中,疲劳加载次数对寿命的影响大于腐蚀时间的影响,并且随着加载次数增加试验件的寿命也增加。

关 键 词: 腐蚀疲劳交替; 迟滞因子; 非线性损伤累积理论; 损伤指数; 寿命预测模型

中图分类号: V216.3

文献标志码: A

Life prediction model of 7B04-T6 aluminum alloy under alternate action of corrosion and fatigue

LI Chang-fan¹, HE Yu-ting¹, ZHANG Sheng¹,

LI Xu², DU Xu¹, ZHANG Teng¹

(1. Aeronautic and Astronautic Engineering College,

Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Unite 94578, the Chinese People's Liberation Army, Yancheng Jiangsu 224000, China)

Abstract: The alternate test of corrosion and fatigue and pre-corrosion test were carried out on 7B04-T6 aluminum alloy. The test results showed that the life of alternate test in sequence of “corrosion + fatigue + corrosion + fatigue + ……” was longer than pre-corrosion test under the same corrosion time. According to the test results, the life prediction model of alternate action corrosion and fatigue was built based on the theory of damage mechanics and nonlinear damage cumulative theory. The damage exponent described the relationship of corrosion damage and the fatigue damage of the alternate action of corrosion and fatigue. The effects of damage exponent on precision and hysteretic factor of the model were discussed. Fatigue cycles had more serious effect on the total life than the corrosion time in the progress of alternation action of corrosion and fatigue. The total life got longer with the increase of fatigue cycles.

Key words: alternate action of corrosion and fatigue; hysteretic factor;

nonlinear damage cumulative theory; damage exponent; life prediction model

腐蚀损伤和疲劳损伤是飞机结构在服役过程中的主要损伤形式。腐蚀会加速飞机结构材料的

失效,降低材料性能。在腐蚀环境中结构材料会更快地产生裂纹,并且裂纹的扩展速率比空气中提

升很多.大量文献研究了材料在腐蚀疲劳作用下和预腐蚀作用下性能退化规律,建立了多种寿命预测模型. Walde 和 Hillberry^[1]研究了点蚀的产生同晶体结构尺寸、形状和位置的关系,通过研究裂纹的产生、早期裂纹扩展动力学、点蚀发展成广布疲劳损伤模型等,建立了完整的损伤评估过程. Sriaman 等^[2]在以往腐蚀疲劳寿命模型的基础上,考虑了疲劳加载对点蚀的影响,建立了裂纹形成和扩展的全寿命模型. Akid 和 Dmytrakh^[3]从电化学角度研究了表面形变和电化学变量对腐蚀和腐蚀疲劳裂纹扩展的影响. 刘文琰、李玉海、贺小帆等^[4-6]利用预腐蚀试验结果探明了飞机典型材料在腐蚀条件下寿命退化规律,建立了寿命预测的 $C(T)$ 曲线,为解决飞机实际服役条件下寿命预测管理问题奠定了理论基础.

上述研究工作在分析腐蚀损伤和预测结构寿命发挥了重要作用,但是研究采用的是预腐蚀或腐蚀疲劳共同作用研究方法,鲜有利用腐蚀疲劳交替的方法研究飞机结构寿命退化规律. 材料在腐蚀疲劳交替作用下寿命退化规律与预腐蚀和腐蚀疲劳共同作用下寿命退化规律并不相同. 陈群志等^[7-8]通过试验研究了疲劳载荷与腐蚀环境交替作用对某型飞机机翼主梁疲劳寿命的影响,发现在交替作用下,试样的均值疲劳寿命下降程度较大. 杨晓华等^[9-10]通过分析 LC4 铝合金试样试验结果,提出了考虑腐蚀环境作用的损伤累积迟滞模型. 陈跃良等^[11]初步研究了“腐蚀+疲劳”的交替方式下 2A12 铝合金疲劳寿命的变化规律. Du 等^[12]研究发现在“疲劳+腐蚀”交替作用下,试验件的疲劳寿命比预腐蚀试验件的疲劳寿命长. 范超华^[13]通过腐蚀疲劳交替试验发现 2A12-T4 铝合金试样的疲劳寿命可以用正态分布描述. 张海威等^[14]利用神经网络算法建立了 2A12 铝合金基于均匀分布耦合损伤形式的腐蚀疲劳交替作用下试验件的寿命计算模型.

但是,上述工作只研究了腐蚀疲劳交替作用下飞机金属材料寿命变化规律,鲜有建立在多个“腐蚀+疲劳+腐蚀+疲劳+……”交替作用下寿命预测模型,也少有分析腐蚀疲劳交替中疲劳加载次数与腐蚀时间对寿命影响规律的研究. 本文基于损伤累积原理,建立了“腐蚀+疲劳+腐蚀+疲劳+……”交替模式下寿命预测模型,分析了腐蚀疲劳交替作用下试验件寿命比相同腐蚀时间下预腐蚀试验件寿命长的原因;提出了利用预腐蚀损伤和多级加载下迟滞理论建立腐蚀疲劳交替作

用下寿命预测模型,利用损伤指数反映腐蚀损伤与疲劳损伤影响关系,确定不同交替情况下模型预测精度,并通过试验验证分析了损伤指数对模型预测精度的影响.

1 腐蚀疲劳交替作用下损伤累积模型

在“腐蚀+疲劳+腐蚀+疲劳+……”交替模式下,在进行第 1 轮的腐蚀疲劳交替时,由于试验件未受到载荷作用,因此,产生损伤的机理与预腐蚀产生的损伤机理相同. 在之后进行的腐蚀疲劳交替试验可视为是在“疲劳+腐蚀+疲劳+……”的交替模式进行. 因此腐蚀疲劳交替的总损伤可分为预腐蚀损伤和在“疲劳+腐蚀+疲劳+……”交替模式下的损伤两部分.

1.1 基于损伤力学的预腐蚀损伤模型

损伤度是研究材料裂纹形成和扩展问题重要理论基础. 对于初始各向同性材料,损伤度可认为也是各向同性的. 根据文献^[15],损伤度 D_c 反映在重复加载的过程中材料弹性模量降低的比例.

$$D_c = \frac{E - E_d}{E} \quad (0 \leq D_c \leq 1) \quad (1)$$

式中 E 与 E_d 分别是无损伤和含有损伤材料的弹性模量.

在材料受到单轴拉伸作用时,含损伤的单元的应变能为

$$W_d = \frac{1}{2E(1 - D_c)} \sigma^2 \quad (2)$$

式中 σ 为应力.

利用应变等价原理可得到损伤驱动力 Y 模型为

$$Y = \frac{1}{2(1 - D_c)^2} C_{ijkl} \sigma_{kl} \sigma_{ij} \quad (3)$$

其中 C_{ijkl} 为无损伤情况时弹性材料的柔度张量; σ_{kl} 和 σ_{ij} 为平行和垂直加载方向的应力分量.

当加载方式为单轴加载时,损伤驱动力最大值和损伤驱动力阈值分别为

$$\begin{cases} Y_{\max} = \frac{1}{2E(1 - D_c)} \sigma_{\max}^2 \\ Y_{th} = \frac{1}{2E(1 - D_c)} \sigma_{th}^2 \end{cases} \quad (4)$$

当 $Y_{\max} > Y_{th}$ 时,损伤演化方程为

$$\frac{\partial D_c}{\partial N} = a \frac{(\sqrt{Y_{\max}} - \sqrt{Y_{th}})^m}{(1 - D_c)^m} \quad (5)$$

其中 N 为加载次数; a 和 m 为材料常数,由试验确定.

将式(4)代入式(5)中得到损伤演化方程与加载应力的表达式

$$\frac{\partial D_c}{\partial N} = \theta \frac{(\sigma_{\max} - \sigma_{th})^m}{(1 - D_c)^{\frac{3}{2}m}} \quad (6)$$

式中 $\theta = a \left[\sqrt{\frac{1}{2E}} \right]^m$.

对式(6)两边进行积分并取对数,得到寿命 N_f 与损伤度的方程

$$\lg N_f = \lg \left[\frac{1}{\theta(2m+1)} (1 - D_c)^{2m+1} \right] - m[\lg(\sigma_{\max} - \sigma_{th})] \quad (7)$$

1.2 在“疲劳+腐蚀+疲劳+腐蚀+……”交替模式下损伤累积迟滞模型

在过去的 80 余年的发展中,各国学者发展了数十种的线性或者非线性损伤累积模型. Manson 等^[15]对在“低—高”载荷顺序的加载模式下提出了利用损伤累积迟滞模型描述载荷的“低载锻炼”效应.在腐蚀疲劳交替试验中,试验件在腐蚀作用后材料的抗疲劳性能会降低,加载相同载荷时试验件相当于承载比未发生腐蚀时“更大”的载荷,存在损伤累积迟滞效应.在“疲劳+腐蚀+疲劳+腐蚀+……”交替模式下,试验件的损伤累积度 D_f 可利用式(8)进行描述.

$$D_f = \left\{ \left[\left(\frac{n_1}{N_1} \right)^{\lambda_{12}} + \frac{n_2 - \gamma_{12}}{N_2} \right]^{\lambda_{23}} + \dots \right\}^{\lambda_{(i-1)i}} + \frac{n_i - \gamma_{(i-1)i}}{N_i} = 1 \quad (8)$$

式中 $\gamma_{(i-1)i}$ 为迟滞因子,由试验确定; N_i 为在腐蚀 i 个单位时间后试验件的寿命; n_i 为 i 次疲劳腐蚀交替后试验件的总寿命; $\lambda_{(i-1)i}$ 利用 Manson 的表示方法,如式(9)所示.

$$\lambda_{(i-1)i} = \left(\frac{N_{f-1}}{N_i} \right)^{0.4} \quad (9)$$

1.3 在“腐蚀+疲劳+腐蚀+疲劳+……”交替模式下非线性损伤累积模型

在“腐蚀+疲劳+腐蚀+疲劳+……”交替模式下,试验件在第 1 次进行腐蚀时,产生损伤的机理与预腐蚀产生的损伤机理一致,因此可以将“腐蚀+疲劳+腐蚀+疲劳+……”交替模式分为预腐蚀损伤和“疲劳+腐蚀+疲劳+腐蚀+……”的交替模式产生的损伤两部分.材料在腐蚀作用下裂纹形成寿命会减小^[3],使材料抗疲劳能力下降,即预腐蚀产生的损伤与“疲劳+腐蚀+疲劳+腐蚀+……”的交替模式产生的损伤存在耦合关系.文献^[16]在研究腐蚀疲劳损伤时发现总损伤可以

视为应力腐蚀损伤和疲劳损伤两部分的非线性叠加.预腐蚀和“疲劳+腐蚀+疲劳+腐蚀+……”的交替模式产生的损伤可假设为非线性叠加.总损伤度 D 为

$$D = D_c(1 - D_c)^{\alpha} + D_f \quad (10)$$

式中 α 为损伤指数,反映预腐蚀损伤和“疲劳+腐蚀+疲劳+腐蚀+……”的交替模式产生的损伤之间的非线性关系,由试验确定.当 $D=1$ 时,认为结构失效.

$$\{1 - D_c(i)[1 - D_c(i)]^{\alpha}\} N_0 = N_i \quad (11)$$

将式(8)代入式(11),得到飞机结构在“腐蚀+疲劳+腐蚀+疲劳+……”的模式下的总寿命预测模型.

试验件在经过 i 次腐蚀疲劳交替试验后总寿命为

$$n_i = \{1 - D_c(i)[1 - D_c(i)]^{\alpha}\} N_0 \cdot \left\{ \left[\left(\frac{n_1}{N_1} \right)^{\lambda_{12}} + \frac{n_2 - \gamma_{12}}{N_2} \right]^{\lambda_{23}} + \dots \right\}^{\lambda_{(i-1)i}} + \gamma_{(i-1)i} \quad (12)$$

2 腐蚀疲劳交替作用试验

2.1 试验件

试验选用 7B04-T6 系列铝合金“狗骨状”平板试验件,试验件尺寸如图 1 所示.

试验件取材方向为轧制方向,为了更真实地模拟飞机结构在腐蚀环境中所受的损伤过程,保留试验件表面的包铝层.

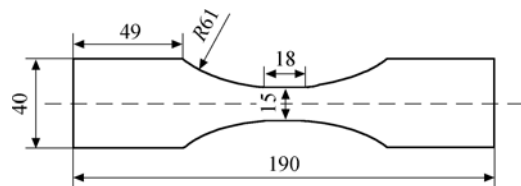


图 1 试验件尺寸图(单位:mm)

Fig. 1 Dimensions of specimen (unit:mm)

2.2 试验条件

试验采用等幅正弦加载的方式,试验频率为 20 Hz,应力比 $R=0.06$,试验加载最大应力 $\sigma_{\max}$ 分别为 170, 190, 210 MPa. 试验采用盐雾腐蚀的方法,溶液利用质量分数为 3.5% 的 NaCl 和浓度为 5×10^{-5} mol/L 的 H_2SO_4 (PH=4) 配制,试验温度为 40 °C. 试验分为预腐蚀和腐蚀疲劳交替两组进行,试验件的预腐蚀时间和腐蚀疲劳交替试验的交替强度如表 1、表 2 所示.

表 1 试验预腐蚀时间
Table 1 Pre-corrosion time of pre-corrosion test

分组	预腐蚀时间/h	分组	预腐蚀时间/h
1	320	4	1 280
2	640	5	1 600
3	960	6	1 920

表 2 腐蚀疲劳交替试验的交替强度
Table 2 Corrosion time and fatigue cycles in each alternate test

试验编号	腐蚀时间/h	疲劳次数/次
1-1	160	200 000
1-2	320	150 000
1-3	480	150 000
1-4	640	150 000
1-5	800	150 000
1-6	960	100 000

2.3 试验结果

腐蚀疲劳交替次数和总腐蚀时间如表 3 所示. 预腐蚀试验和腐蚀疲劳交替试验的试验结果如表 4、表 5 所示. 图 2 为腐蚀疲劳交替试验和预腐蚀试验的试验件平均寿命对比图. 由图 2 可知, 随着总腐蚀时间的增加, 腐蚀疲劳交替试验和预腐蚀试验的试验件平均寿命均降低.

表 3 腐蚀疲劳交替总腐蚀时间和交替次数
Table 3 Total corrosion time and alternate times of the alternate action of corrosion and fatigue

试验件编号	交替次数/次	总腐蚀时间/h
1-1	2	320
1-2	2	640
1-3	2	960
1-4	2	1 280
1-5	2	1 600
1-6	2	1 920

表 4 预腐蚀试验结果
Table 4 Results of pre-corrosion test

预腐蚀时间/h	$\sigma_{\max}$ /MPa	平均寿命/次	对数平均寿命 $\bar{X}_i$ /次	标准差 S_i	试验件/个
0	170	1 316 111	6. 117 1	0. 043 7	4
	190	484 765	5. 685 0	0. 024 3	4
	210	283 549	5. 452 5	0. 007 1	4
320	190	301 426	5. 478 7	0. 022 5	4
640	190	251 306	5. 404 1	0. 019 1	4
960	190	241 279	5. 382 3	0. 017 3	4
1 280	190	225 671	5. 352 4	0. 035 3	4
1 600	190	211 708	5. 325 3	0. 022 8	4
1 920	190	153 730	5. 185 8	0. 033 3	4

表 5 腐蚀疲劳交替试验结果
Table 5 Results of alternate action of corrosion and fatigue test

编号	$\sigma_{\max}$ /MPa	平均寿命/次	对数平均寿命 $\bar{X}_i$ /次	标准差 S_i	试验件/个
1-1	190	329 458	5. 503 9	0. 023 4	4
1-2	190	291 238	5. 416 8	0. 018 0	4
1-3	190	269 800	5. 399 0	0. 019 2	4
1-4	190	257 302	5. 396 1	0. 024 4	4
1-5	190	249 610	5. 360 5	0. 023 1	4
1-6	190	238 319	5. 208 3	0. 035 4	4

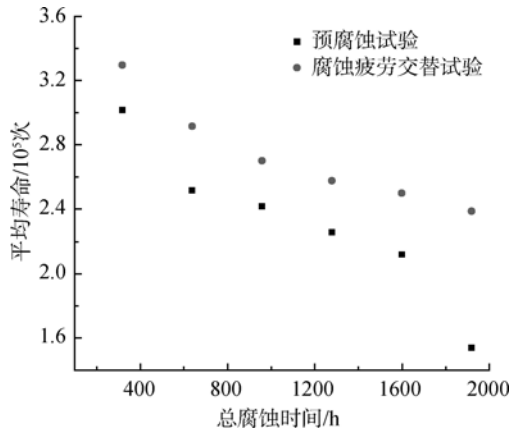


图2 腐蚀疲劳交替与预腐蚀试验的试验件平均寿命
Fig. 2 Average fatigue life of specimen for alternate action of corrosion and fatigue test and pre-corrosion test

但是,预腐蚀试验的试验件与腐蚀疲劳交替试验的试验件相比,寿命随腐蚀时间的增加寿命下降速度较快。在相同的腐蚀时间下,进行腐蚀疲劳交替的试验件寿命比进行预腐蚀的寿命长,特别是当总腐蚀时间超过1600 h后,腐蚀疲劳交替试验件的寿命远大于预腐蚀试验件。这也说明若利用预腐蚀的寿命退化规律管理飞机结构寿命偏于保守,会造成飞机结构寿命的浪费。

3 非线性损伤寿命预测模型参数确定

3.1 预腐蚀损伤模型参数

根据空气中寿命试验结果并假设试验前试验件的损伤为零,将试验结果代入式(7),得到预腐蚀损伤模型参数如下:

$$m = 1.0630 \lg \left[\frac{1}{\theta(2m+1)} \right] = 7.268$$

$$\sigma_{th} = 159.4996 \text{ MPa}$$

因此,预腐蚀损伤模型为

$$\lg N_f = \lg [(1 - D_c)^{1.126}] - 1.0630 \cdot [\lg (\sigma_{max} - 159.4996)] + 7.2628 \quad (13)$$

在不同预腐蚀时间下,材料的损伤度 D_c 如表6所示。

表6 预腐蚀损伤模型不同预腐蚀时间的损伤度

Table 6 Corrosion damage of pre-corrosion damage model with different pre-corrosion times

预腐蚀时间/h	D_c	预腐蚀时间/h	D_c
320	0.3442	1280	0.4935
640	0.4370	1600	0.5208
960	0.4615	1920	0.6397

损伤度随预腐蚀时间变化曲线如图3所示。对试验结果利用指数函数进行拟合。

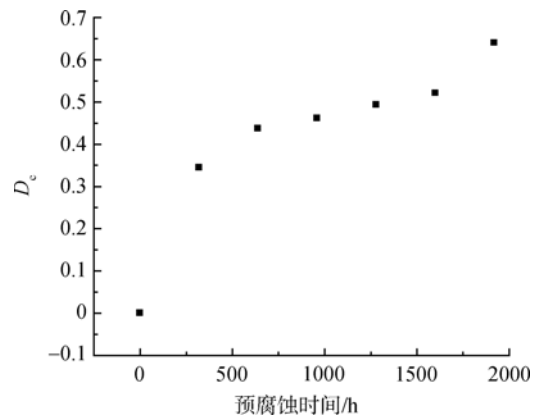


图3 腐蚀损伤度与预腐蚀时间关系
Fig. 3 Relationship of corrosion damage and pre-corrosion time

拟合方程为

$$D_c(t) = 0.0618 t^{0.297} \quad (0 \leq D_c \leq 1) \quad (14)$$

式中 t 为预腐蚀时间,材料损伤度的协方差为0.9217。

根据式(14),可得预腐蚀时间为160, 480, 800 h下试验件的损伤度,如表7所示。

表7 不同预腐蚀时间下试验件的损伤度

Table 7 Corrosion damage of specimen at different pre-corrosion times

预腐蚀时间/h	D_c
160	0.2790
480	0.3866
800	0.4500

3.2 “腐蚀+疲劳+腐蚀+疲劳+……”交替模式下总寿命预测模型

由于试验中腐蚀疲劳交替的次数为2次,因此式(8)简化为

$$D_f = \left[\frac{n_1}{N_1} \right]^{\lambda_{12}} + \frac{n_2 - \gamma_{12}}{N_2} = 1 \quad (15)$$

总寿命预测模型可简化为

$$n_i = \{1 - D_c(t_2)[1 - D_c(t_2)]^a\} N_0 \cdot \left\{ 1 - \left\{ \frac{n_1}{\{1 - D_c(t_1)[1 - D_c(t_1)]^a\} N_0} \right\}^{\lambda_{12}} \right\} + \gamma_{12} \quad (16)$$

式中 $D_c(t_i)$ 为不同预腐蚀时间下对应的腐蚀损伤。

4 讨 论

1) 图2可知,相同总腐蚀时间下,腐蚀疲劳交替试验件的寿命比预腐蚀试验件的长。

图4、图5分别为放大倍数为350倍的预腐蚀试验件腐蚀坑表面形貌和腐蚀疲劳交替试验件表面形貌,试验件的腐蚀时间均为640 h。与预腐蚀试验件相比,腐蚀疲劳交替试验件表面的腐蚀坑并不呈现分散状,而是许多腐蚀坑集中分布,相互连接。在腐蚀疲劳交替试验件表面,出现了大量的表面浅裂纹。这是由于腐蚀疲劳交替过程中,腐蚀环境第1次作用后,在材料表面形成了腐蚀坑,在疲劳作用时腐蚀坑处会形成应力集中,加载过程中试验件在应力集中部位形成大量位错^[17]。当试验件再次进行腐蚀时,发生位错的部位因为能量高会首先发生腐蚀^[18-19],会在原有腐蚀坑的周围形成新的腐蚀坑。新的腐蚀坑与原腐蚀坑相互

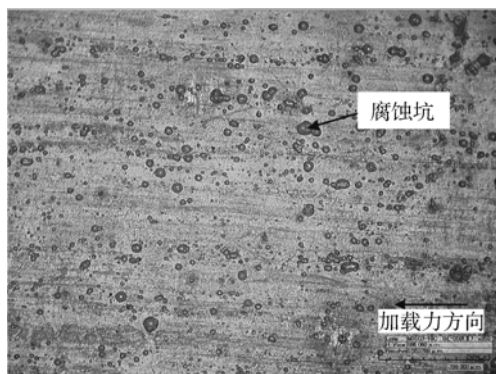


图4 预腐蚀试验件表面(总腐蚀时间为640 h)
Fig. 4 Surface of pre-corrosion specimen
(total corrosion time is 640 h)

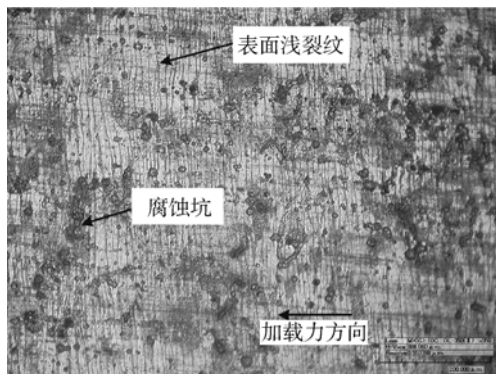


图5 腐蚀疲劳交替试验件表面(总腐蚀时间为640 h)
Fig. 5 Surface of specimen for alternate action of
corrosion and fatigue (total corrosion
time is 640 h)

连通,减轻了腐蚀坑周围的位错密度和应力集中程度。此外在腐蚀过程中形成的腐蚀缺陷,在疲劳加载过程中形成许多表面浅裂纹,表面浅裂纹作为新的损伤源会分散疲劳载荷对试验件主裂纹的损伤,降低裂纹扩展速率。因此,在相同腐蚀时间下的试验件,腐蚀疲劳交替试验件的寿命比预腐蚀试验件的寿命长。

2) 利用试验结果和式(15),分别计算在不同 α 值下模型的迟滞因子。

由图6可知,在不同的 α 值下,模型的迟滞因子 γ_{12} 变化并不明显。因此在腐蚀疲劳交替过程中,即预腐蚀(即第1次进行腐蚀试验)产生的损伤对迟滞因子的影响小。然而,在同一 α 值不同的循环比下,迟滞因子差别较大。因此,在腐蚀疲劳交替试验中,进行交替的疲劳加载次数对迟滞因子影响较大。随着交替过程中每次疲劳加载次数的增加,腐蚀产生的“迟滞效应”会增加。

利用式(16)分别计算在不同 α 值下试验件的寿命。由图7可知,寿命预测模型在 $\alpha=0.01$ 时具

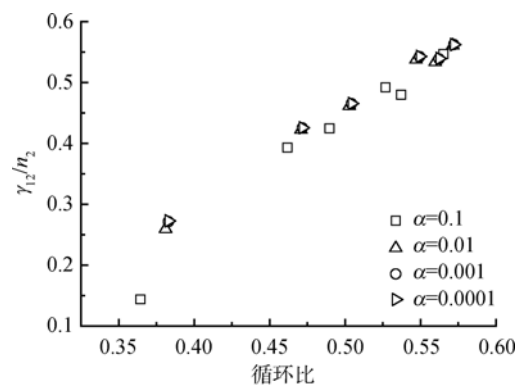


图6 不同 α 值下迟滞因子与循环比的关系
Fig. 6 Relationship between of hysteresis factor and
cycle ratio at different α

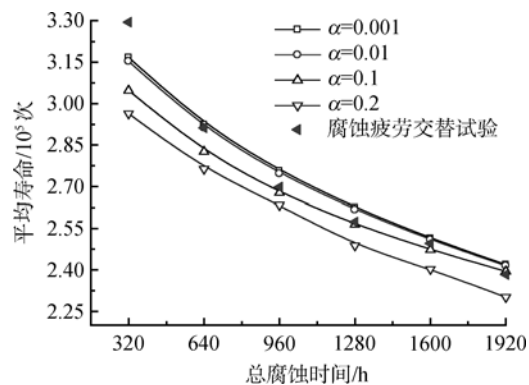


图7 不同 α 值的寿命预测模型
Fig. 7 Life prediction model at different α

有较高的预测精度,模型预测寿命与试验结果基本吻合.寿命预测模型所预测的寿命变化规律与试验真实变化情况相一致.

由表8可以看出,寿命预测模型的预测结果与试验结果的误差均在10%以内.1-3组、1-4组、1-5组、1-6组的试验值与寿命预测模型的误差均在1%以下,寿命预测模型具有很高的预测精度.

表8 寿命预测模型预测值与腐蚀疲劳交替试验值误差
Table 8 Error between results by life prediction model and alternate action of corrosion and fatigue test results

编号	寿命/次		误差/%
	试验值	模型预测值	
1-1	329458	304778	7.49
1-2	291238	282577	2.97
1-3	269800	267789	0.75
1-4	257302	256485	0.32
1-5	249610	247276	0.94
1-6	238319	239491	0.49

对于相同交替频次的腐蚀疲劳交替试验,当 $\alpha > 0.2$ 时,寿命预测模型的预测精度会出现较大的误差;但当 $\alpha < 0.01$ 时, α 值的变化对预测结果的影响很小,说明在 $\alpha < 0.01$ 后,减小 α 并不能明显提高模型的预测精度.模型中的损伤指数不仅描述了预腐蚀损伤与“疲劳+腐蚀+疲劳+……”损伤之间的非线性叠加关系,也表示了腐蚀疲劳交替过程中腐蚀损伤与疲劳损伤的相互影响. α 值增大,模型对总腐蚀时间长的试验件预测精度高,说明 α 值增大代表交替过程腐蚀损伤对材料产生的损伤增加, α 值减小说明交替过程中疲劳损伤对材料产生的损伤增加.

5 结 论

根据损伤累积理论,建立了腐蚀疲劳交替作用下7B04-T6铝合金试验件寿命预测模型.通过预腐蚀和腐蚀疲劳交替试验确定了寿命预测模型参数.

1) 在相同腐蚀时间下,腐蚀疲劳交替试验件的寿命比预腐蚀的试验件的寿命长.试验件表面腐蚀坑的分布集中,并产生大量的表面浅裂纹.因此,进行飞机寿命管理时利用腐蚀疲劳交替的试验结果管理能充分利用飞机寿命和日历寿命.

2) 腐蚀疲劳交替过程中,疲劳加载次数对腐

蚀疲劳交替寿命预测模型的迟滞因子影响较大,腐蚀时间对迟滞因子的影响较小.

3) 提出了利用损伤指数的描述腐蚀疲劳交替过程中预腐蚀损伤与之后的加载损伤之间的非线性累积关系,建立了模拟飞机实际服役的“腐蚀+疲劳+腐蚀+疲劳+……”交替模式下的寿命预测模型,模型具有较高的预测精度,损伤指数对模型的预测精度会有影响.

参考文献:

- [1] Walde K V, Hillberry B M. Initiation and shape of development of corrosion-nucleated fatigue cracking[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29(7): 1269-1281.
- [2] Sriaman M R, Pidapati R M. Life prediction of aircraft aluminum subjected to pitting corrosion under fatigue condition[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(4): 1253-1259.
- [3] Akid R, Dmytrakh I. Influence of surface deformation and electron chemical variables on corrosion and corrosion fatigue crack development[J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, 1998, 21(7): 903-911.
- [4] 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.
- [5] 李玉海, 刘文斑. 腐蚀条件下飞机结构疲劳寿命评定技术研究[J]. 飞机设计, 2002(4): 1-10.
LI Yuhai, LIU Wenting. Study on assessing fatigue life of aircraft structures under corrosion environment[J]. Aircraft Design, 2002(4): 1-10. (in Chinese)
- [6] 贺小帆, 刘文斑, 蒋东滨. 一种考虑腐蚀影响的飞机结构疲劳试验方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(1): 20-22.
HE Xiaofan, LIU Wenting, JIANG Dongbin. Method of fatigue test of aircraft structures considering corrosion influence[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(1): 20-22. (in Chinese)
- [7] 陈群志, 陈志伟, 刘文斑, 等. 腐蚀环境下飞机结构日历寿命研究现状与关键技术问题[J]. 中国安全科学学报, 2000, 10(3): 43-47.
CHEN Qunzhi, CHEN Zhiwei, LIU Wenting, et al. Research situation and key technology of calendar life of aircraft structure under corrosion environment[J]. China Safety Science Journal, 2000, 10(3): 43-47. (in Chinese)
- [8] 陈群志, 杨瑞琴, 李国元, 等. 腐蚀对30CrMnSiNi2A钢结构疲劳寿命的影响[J]. 装备环境工程, 2007, 4(5): 7-9, 17.
CHEN Qunzhi, YANG Ruiqin, LI Guoyuan, et al. Influence of corrosion on fatigue life of 30CrMnSiNi2A steel structure[J]. Equipment Environment Engineering, 2007, 4(5): 7-9, 17. (in Chinese)
- [9] 杨晓华, 姚卫星, 段成美. 腐蚀环境下LC4铝合金疲劳损伤累积规律研究[J]. 航空学报, 2003, 24(3): 234-236.
YANG Xiaohua, YAO Weixing, DUAN Chengmei. Research on fatigue damage cumulative rule under corro-

- sion environment[J]. *Acta Aeronautics et Astronautics Sinica*, 2003, 24(3): 234-236. (in Chinese)
- [10] 杨晓华. 腐蚀累积损伤理论研究与飞机结构日历寿命分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2002.
- YANG Xiaohua. Study on corrosion cumulative damage rules and the calendar life of aircraft structures[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2002. (in Chinese)
- [11] 陈跃良, 卞贵学, 衣林, 等. 腐蚀和疲劳交替作用下飞机铝合金疲劳性能及断裂机理研究[J]. *机械工程学报*, 2012, 48(20): 70-76.
- CHEN Yueliang, BIAN Guixue, YI Lin, et al. Research on fatigue characteristic and fracture mechanics of aluminum alloy under alternate action of corrosion and fatigue[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2012, 48(20): 70-76. (in Chinese)
- [12] Du M L, Chiang F, Kagwade S, et al. Damage of Al2024 alloy due to sequential exposure to fatigue, corrosion and fatigue[J]. *International Journal of Fatigue*, 1998, 20(10): 743-748.
- [13] 范超华. 飞机结构单机寿命监控若干关键问题研究[D]. 西安: 空军工程大学, 2010.
- FAN Chaohua. Study on some critical problem for single aircraft structure life surveillance[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2010. (in Chinese)
- [14] 张海威, 何宇廷, 范超华, 等. 腐蚀/疲劳交替作用下飞机金属材料疲劳寿命计算方法[J]. *航空学报*, 2013, 34(5): 1114-1121.
- ZHANG Haiwei, HE Yuting, FAN Chaohua, et al. Fatigue life prediction method for aircraft metal material under alternative corrosion/fatigue process[J]. *Acta Aeronautics et Astronautics Sinica*, 2013, 34(5): 1114-1121. (in Chinese)
- [15] Manson S S, Halford G R. Practical implementation of the double linear damage rule and damage curve approach for treating cumulative fatigue damage[J]. *International Journal of Fracture*, 1981, 17(2): 169-192.
- [16] HAN Zhongying, HUANG Xiaoguang, CAO Yuguang, et al. A nonlinear cumulative evolution model for corrosion fatigue damage[J]. *Journal of Zhejiang University: Science A Applied Physics and Engineering*, 2014, 15(6): 447-453.
- [17] Engelhardt G, Strehblow H H. The determination of the shape of developing corrosion pits[J]. *Corrosion Science*, 1994, 36(10): 1711-1725.
- [18] 高潮, 伍黎明, 何宇廷, 等. 基于能量模型的三维穿透裂纹扩展研究[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(3): 639-647.
- GAO Chao, WU Liming, HE Yuting, et al. Study on three-dimensional through thickness crack growth based on energy model[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(3): 639-647. (in Chinese)
- [19] Costa J M, Sagués S, Vilarrasa M. Fractal patterns from corrosion pitting[J]. *Corrosion Science*, 1991, 32(5/6): 665-668.

(编辑: 陈 越)