doi:10.11887/j.cn.201903018 http://journal.nudt.edu.cn

多种服役环境下航空铝合金疲劳裂纹扩展行为*

颜光耀,刘治国,穆志韬,李旭东
(海军航空大学青岛校区 航空机械系,山东 青岛 266041)

摘 要:通过收集机场环境数据并依据环境谱编谱流程,编制出试验室环境下航空铝合金加速腐蚀试验谱,并依据该谱开展LD2CS铝合金预腐蚀疲劳试验。统计分析试验数据,利用影响平均值方法,筛选出三个重要腐蚀损伤表征量,即最大蚀坑深度、最大蚀坑宽度、点蚀率。通过归一化无量纲处理和加权平均方法,计算出腐蚀损伤综合指标α。对比不同损伤程度下预制裂纹疲劳扩展行为特点,定义腐蚀加速系数$\Omega(\alpha)$。利用加速腐蚀第18—20a的试验数据验证$\Omega(\alpha)$表达式的有效性,得到预测值相对误差均小于10%,这说明修正后的疲劳裂纹扩展公式适用于表示腐蚀损伤对长裂纹扩展的加速作用,为航空铝合金的损伤容限设计提供新的思路。

关键词:飞行器转场环境;航空铝合金;加速腐蚀试验;影响平均值;腐蚀损伤综合指标;腐蚀加速系数
中图分类号:V215.5 **文献标志码**:A **文章编号**:1001-2486(2019)03-112-07

Aviation aluminum crack propagation behavior in multiple service environment

YAN Guangyao, LIU Zhiguo, MU Zhitao, LI Xudong
(Aviation Mechanics Department, Qingdao Branch of Naval Aeronautical University, Qingdao 266041, China)

Abstract: The aviation aluminum alloy accelerated corrosion test spectrum was established according to the environment spectrum conducting process after collecting the airports environment data. Based on the accelerated corrosion test spectrum, aluminum alloy LD2CS pre-corroded fatigue test was carried out. Test data were analyzed statistically and the three main corrosion damage characterization factors, namely maximum pit depth, maximum pit width and pit surface rate, were sifted out by using MIV (mean impact value) method. Then the corrosion damage composite indictor α was computed by applying the normalization non-dimension and the weighted average methods. By comparing the characteristics of fatigue precrack propagation behaviors at different corrosion damage levels, the corrosion acceleration coefficient $\Omega(\alpha)$ was defined to correct the classical fatigue crack growth formula. The validity of $\Omega(\alpha)$ expression was verified by employing test data corroding the 18th to 20th equivelent years and the relative errors were all below 10%. It demonstrates that the corrected fatigue crack growth function in flight transfer environment is appropriate for reflecting the corrosion damage acceleration effect on crack propagation, which proposing new ideas for aviation aluminum alloy damage tolerance design.

Keywords: flight transfer environment; aviation aluminum alloy; accelerated corrosion test; mean impact value; corrosion damage indictor; corrosion acceleration coefficient

铝合金由于其比强度高、加工性能好等优点,广泛应用于航空工业领域。某些飞行器机身使用LD2CS铝合金,且要常年转场于环境差异较大的多个机场,易受到不同环境的腐蚀。腐蚀损伤的存在会使铝合金结构件更易断裂失效,开展腐蚀损伤对铝合金结构件剩余强度和疲劳断裂性能的评估工作至关重要。LD2CS铝合金在转场环境初期的主要腐蚀损伤形式是点蚀,很多学者量化研究了铝合金点蚀形貌对材料疲劳性能的影响。文献[1-4]提出用蚀坑深度值作为铝合金在腐蚀溶液中的疲劳性能,从而得到了不同腐蚀时期蚀坑深度与疲劳寿命的对应关系,依此进行腐蚀疲劳寿命的预测。张有宏等[5]定义了腐蚀损伤度,用来表征点蚀的表面积所占考核区域的比重,并得到了腐蚀损伤度与疲劳寿命的表达式。文献[6-9]将腐蚀坑等效成半圆形或半椭圆形表面裂纹,将腐蚀疲劳问题转化为有预制表面裂纹的疲劳裂纹扩展问题进行研究。文献[10-12]

* **收稿日期**:2018-03-19
基金项目:国家部委基金资助项目(4010901030201)
作者简介:颜光耀(1990—),男,山东济宁人,博士研究生,E-mail:goooldsun@163.com;
穆志韬(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:mzt63@163.com

从工程应用角度,建立了预腐蚀影响系数曲线的统计分析方法,并对其通用性进行了分析。蔡剑等[13]、马少华等[14]和王池权等[15]学者研究了不同腐蚀环境下铝合金材料的腐蚀疲劳性能,从环境类型的角度得到不同环境对试件疲劳性能的影响。

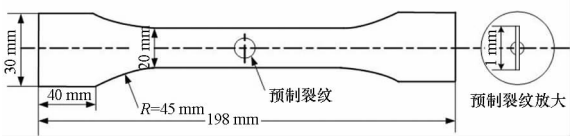
由以往研究可知,关于铝合金腐蚀损伤对其疲劳性能的影响往往从单一点蚀形貌表征量入手,得到的经验公式存在片面性,关于腐蚀损伤表征量对裂纹扩展行为的贡献度也没有过多论述。本文利用平均影响值(Mean Impact Value,MIV)方法[16]对 9 个腐蚀损伤表征量进行筛选,得到三个最重要的腐蚀损伤表征量,通过加权平均的方法得到腐蚀损伤综合指标 α,并依此开展腐蚀损伤对裂纹扩展行为的影响。

文献[17 – 22]利用扫描电子显微镜原位观测技术,研究了预腐蚀疲劳情况下的物理短裂纹扩展行为,发现短裂纹的扩展路线受到临近腐蚀坑尺寸和晶粒内部作用力的影响,并得到裂纹扩展速率与局部应力应变场的参数相关的经验表达式。由于对铝合金结构件的损伤程度不同,转场环境下的贯穿型裂纹并不适合从局部腐蚀损伤对裂纹尖端的影响这一角度进行研究。本文在计算出腐蚀损伤综合指标 α 后,对比分析了不同加速腐蚀年限下的裂纹扩展速率,根据相应腐蚀年限的裂纹扩展特点,定义了腐蚀加速系数 $\Omega(\alpha)$,并通过工程拟合得到经过腐蚀加速系数 $\Omega(\alpha)$ 修正的 Paris 公式,最后利用试验数据验证了依据腐蚀损伤综合指标建立的腐蚀加速系数的有效性。

1　腐蚀与疲劳试验

试验件为狗骨状的 LD2CS 铝合金,尺寸图与实物图如图 1 所示。飞行器所在机场停放的时间取平均得到加速腐蚀试验总谱[23 – 27],如图 2 所示。

由图2 可知,LD2CS 铝合金加速腐蚀 68.55 h 相当于在机场转场环境中使用一年的腐蚀损伤量。根据谱中参数要求,配制浸泡试件用的酸性溶液:在质量浓度为 5% 的 NaCl 溶液中滴入浓 H_2SO_4,使溶液的 pH = 4 ± 0.2。设定红外烤灯烘烤条件:相对湿度 RH = 90% ~ 95%,温度 T = (40 ± 2)℃。将试验件编号后依序置于 ZJF – 45G 周浸试验箱,依据加速腐蚀试验要求,对试件分批次进行一次循环为浸泡 3.6 min 烘烤 9.1 min,



(a) 试验件尺寸图(厚度:t = 3 mm)

(a) Test piece dimension (thickness: t = 3 mm)



(b) 试验件实物图

(b) Test piece object

图 1　LD2CS 铝合金试验件

Fig. 1　Aluminum alloy LD2CS test piece

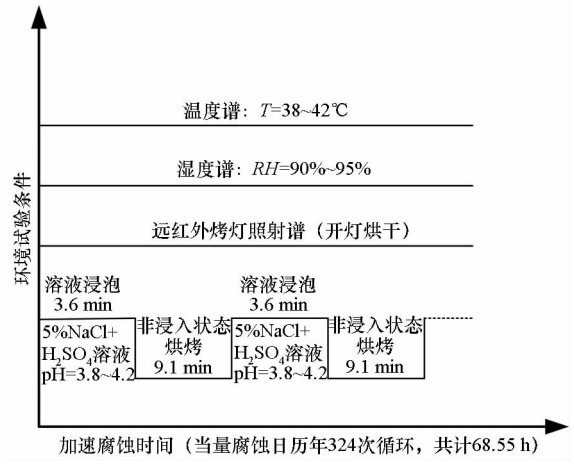
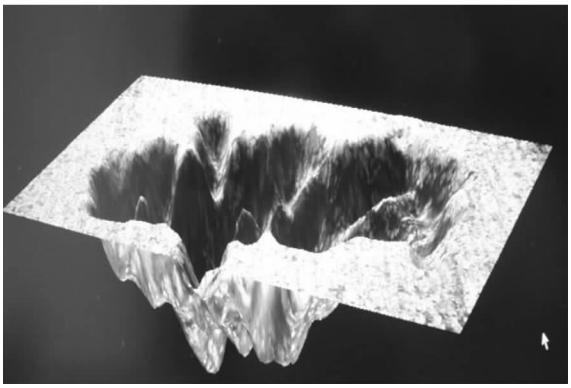


图 2　LD2CS 铝合金加速腐蚀试验环境谱

Fig. 2　Accelerate corrosion spectrum of engine aluminum alloy LD2CS

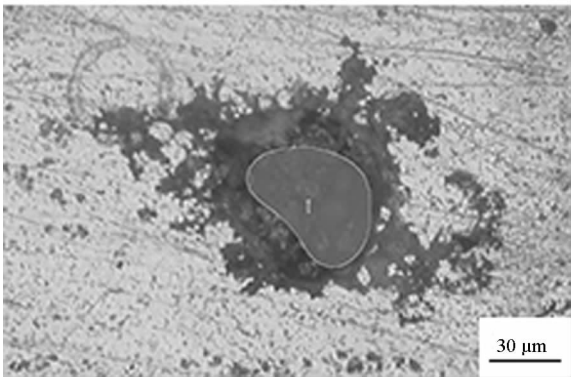
324 次循环为一个当量加速腐蚀日历年限,最长 20 个相应当量年限的加速腐蚀试验。每隔 2 个当量加速腐蚀年限,将相应组别的试验件取出,利用 KH – 7700 形貌检测显微镜对有效受力区域的蚀坑形貌进行观测和统计分析,图 3 所示为 4 个不同加速腐蚀年限下典型腐蚀区域的形貌图。

利用电火花线切割技术预制中心贯穿裂纹,长度为 1 mm,如图 1(a)所示。在 MTS – 810 电液伺服疲劳试验平台上进行疲劳拉伸试验,每隔 2000 次循环,用 KH – 7700 形貌检测显微镜测量相应裂纹长度 c,c 为预制裂纹长度的一半加上裂纹扩展路径垂直于加载方向上的投影长度。疲劳试验在 MTS – 810 疲劳试验机上进行,环境温度为室温,加载波形为正弦波,采取轴向等幅加载方式,应力比 R = 0.06,加载频率 f = 10 Hz,最大应力 σ_{max} = 267 MPa。



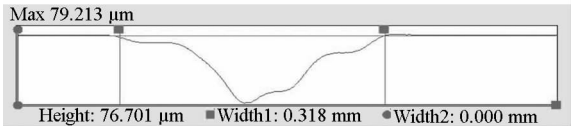
(a) 典型蚀坑三维形貌

(a) Three-dimensional morphology of typical pit



(b) 典型蚀坑面积测量图

(b) Measurement chart of typical pit surface area



(c) 蚀坑宽度与深度测量图

(c) Measurement chart of typical pit width and depth

图3 典型蚀坑腐蚀形貌及测量图

Fig. 3 Morphologies and measurement charts of typical pit corrosion

2 试验结果及讨论

2.1 腐蚀损伤综合指标

根据航空铝合金在服役环境中腐蚀损伤的特点,在受力有效区域内,第 i 个加速腐蚀日历年限下($i=1,3,5,\cdots,17$)选取的9个腐蚀损伤表征量如下:最大蚀坑深度 $d_{\max,i}$,蚀坑测量深度最大值;平均蚀坑深度 $d_{\text{ave},i}$,蚀坑测量深度平均值;最大蚀坑宽度 $a_{\max,i}$,垂直于加载方向的蚀坑宽度最大值;平均蚀坑宽度 $a_{\text{ave},i}$,垂直于加载方向的蚀坑宽度平均值;最大腐蚀面积 $S_{\max,i}$,受腐蚀区域表面积最大值;平均腐蚀面积 $S_{\text{ave},i}$,受腐蚀区域表面积平均值;最大蚀坑体积 $V_{\max,i}$,蚀坑测量体积最大值;平均蚀坑体积 $S_{\text{ave},i}$,蚀坑测量体积平均值;点蚀率 γ_i,$\gamma_i = \dfrac{1}{S_{\text{corr}}}\sum_{j=1}^{n_i} S_{i,j} \times 100\%$,其中 S_{corr} 为受力有效区域总面积,n_i 为第 i 个加速腐蚀日历年限下的蚀坑总数目,$S_{i,j}$ 为第 i 个加速腐蚀日历年限下第 j 个蚀坑的表面积。

上述各腐蚀损伤表征量对疲劳裂纹扩展行为的影响程度不同,如果将不重要的量引入裂纹扩展模型,会增加模型的复杂性和计算误差,因此需要对腐蚀损伤表征量进行筛选。

MIV 方法可以表示神经网络中权重矩阵的变化情况并能准确评价输入变量对输出变量的相关性大小。具体计算过程为:网络学习结束时,将学习样本中的自变量特征在原值基础上增减10%,重新组成学习样本,用已建成的网络进行训练,将得到的新的两个仿真结果与真实结果相减,得到自变量变动后对输出产生的影响变化值(Impact Value,IV),最后将 IV 按照观测数取平均得到该自变量对网络输出的 MIV 值,符号代表相关的方向,绝对值代表所占比重的大小。根据 MIV 的绝对值大小,对自变量的影响程度进行排序,从而实现变量的筛选。

将9个不同加速腐蚀年限下的腐蚀损伤表征量作为神经网络的输入变量,输出为相应腐蚀年限下的疲劳裂纹扩展寿命,按照 MIV 的训练过程,得到不同加速腐蚀年限下的腐蚀损伤表征量 MIV 的绝对值,取平均值得到如表1所示的上述9个腐蚀损伤表征量 MIV 的绝对值。

由表1可知,对裂纹扩展寿命的影响程度由大到小排序为:$d_{\max,i}$,$d_{\text{ave},i}$,γ_i,$a_{\max,i}$,$a_{\text{ave},i}$,$S_{\max,i}$,$V_{\text{ave},i}$,$S_{\text{ave},i}$,$V_{\max,i}$。可以看出,$d_{\max,i}$,$d_{\text{ave},i}$,γ_i,$a_{\max,i}$,$a_{\text{ave},i}$的 MIV 值相对较大。又因为同一腐蚀条件下的蚀坑深度服从正态分布 $N\sim(\mu,\sigma^2)$,

表1 腐蚀损伤表征量对应的 MIV 绝对值

Tab. 1 MIV absolute values of corresponding corrosion damage characterization factors

腐蚀损伤表征量	$d_{\max,i}$/μm	$d_{\text{ave},i}$/μm	γ_i/%	$a_{\max,i}$/μm	$a_{\text{ave},i}$/μm	$S_{\max,i}$/μm^2	$V_{\text{ave},i}$/μm^3	$S_{\text{ave},i}$/μm^2	$V_{\max,i}$/μm^3
MIV 绝对值	3.45	3.08	2.81	1.94	1.87	0.82	0.65	0.45	0.58

且有[28]:

$$d_{\max,i} = n\sigma + d_{\text{ave},i} \tag{1}$$

$$a_{\max,i} = n\sigma + a_{\text{ave},i} \tag{2}$$

式中,n 为常数,所以选择最大蚀坑深度 $d_{\max,i}$,最大蚀坑宽度 $a_{\max,i}$和点蚀率 γ_i 作为衡量腐蚀损伤对裂纹扩展寿命影响程度的三大指标。

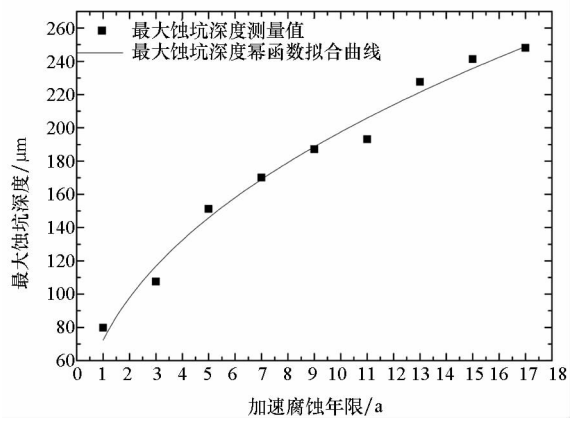
上述三种腐蚀表征量随加速腐蚀年限的变化均很好地符合幂函数规律,如图 4(a) ~ (c)所示,分别为 $d_{\max,i}$,$a_{\max,i}$和 γ_i 随加速腐蚀年限变化的散点图和拟合曲线。

因各腐蚀损伤指标的时间变化规律相似,但量纲不同,需要对其分别进行归一化处理,公式定义如下:

$$y_i = x_i / x_{\max} \tag{3}$$

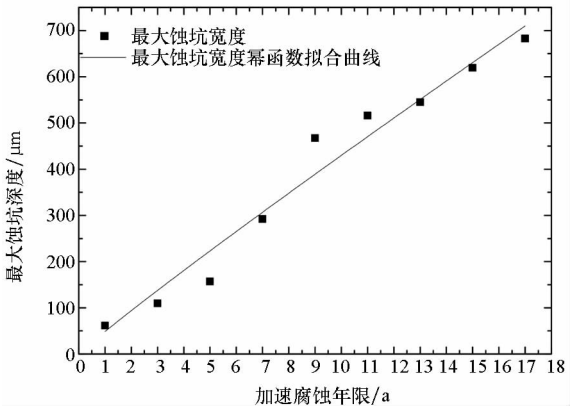
式中,y_i 为归一化后第 i 个加速腐蚀日历年限下的腐蚀损伤量,x_i 为第 i 个加速腐蚀日历年限下的腐蚀损伤测量值,$x_{\max}$为相应腐蚀损伤指标的最大测量值。

三大腐蚀损伤表征量的归一化量随时间变化的幂函数与实际测量值的幂函数对比发现,拟合



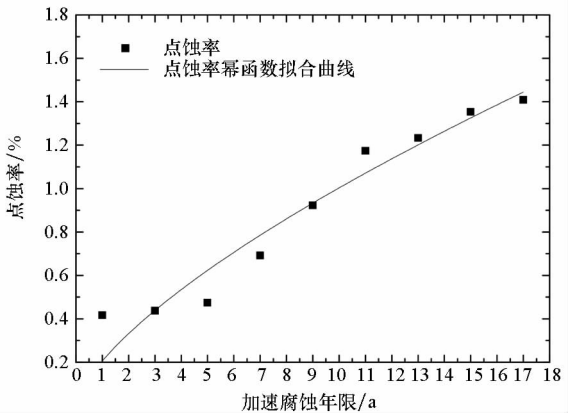
(a) 最大蚀坑深度和加速腐蚀年限的关系

(a) Maximum pit depth versus accelerated corrosion year



(b) 最大蚀坑宽度和加速腐蚀年限的关系

(b) Maximum pit width versus accelerated corrosion year



(c) 点蚀率和加速腐蚀年限的关系

(c) Pit surface rate versus accelerated corrosion year

图 4　三大腐蚀损伤指标随加速腐蚀年限变化的拟合曲线

Fig. 4　Fitting curves of three important corrosion characterization factors versus accelerated corrosion year

函数的相关性与参数 b 不变,只有参数 a 改变,各表征量拟合曲线的参数如表 2 所示。

表 2　三大腐蚀损伤表征量随腐蚀年限变化的参数拟合结果

Tab. 2　Parameter fitting results of three corrosion damage characterization quantities varying with corrosion years

腐蚀损伤表征量	函数表达式	相关系数	参数 b	参数 a	归一化参数 a
最大蚀坑深度	$y_{d_{\max}} = at^b$	0.983	0.436	72.326	0.292
最大蚀坑宽度	$y_{a_{\max}} = at^b$	0.962	0.945	48.726	0.071
点蚀率	$y_\gamma = at^b$	0.923	0.687	0.206	0.146

利用加权平均法得到基于筛选出的三大腐蚀损伤表征量的腐蚀损伤综合表征指标 $\alpha(t)$,其公式如下:

$$\alpha(t) = \frac{MIV_{d_{\max}} \cdot y_{d_{\max}} + MIV_{a_{\max}} \cdot y_{a_{\max}} + MIV_\gamma \cdot y_\gamma}{MIV_{d_{\max}} + MIV_{a_{\max}} + MIV_\gamma} \tag{4}$$

其中:$MIV_{d_{\max}}$为腐蚀坑最大宽度对应的 MIV 绝对值;$MIV_{a_{\max}}$为腐蚀坑最大宽度对应的 MIV 绝对值;MIV_γ 为点蚀率对应的 MIV 绝对值。将其代入表 1 中相应 MIV 值得到腐蚀损伤综合指标(无量纲)随加速腐蚀年限变化的动力学方程为:

$$\begin{aligned}\alpha(t) &= 0.421 y_{d_{\max}} + 0.237 y_{a_{\max}} + 0.342 y_\gamma \\ &= 0.123 t^{0.436} + 0.017 t^{0.945} + 0.050 t^{0.687}, 1\text{a} \leqslant t \leqslant 17\text{a}\end{aligned} \tag{5}$$

2.2　腐蚀损伤对疲劳裂纹扩展行为的影响

通过试验观测得到 $c - N$ 曲线,对其进行差

分计算可以得到 $dc/dN - N$ 曲线，即裂纹扩展速率变化曲线。由观测可知，裂纹扩展距离低于 100 μm 时，扩展速率波动性较强，属于短裂纹扩展时期，本文不予考虑。根据 Paris 公式，$(dc/dN)_i = C_i (\Delta K)^{m_i}$，其中 C_i 和 m_i 分别为第 i 个加速腐蚀年限下的拟合参数，得出不同加速腐蚀年限下的长裂纹扩展速率随应力强度因子变程 ΔK 的变化曲线，其中 ΔK 可通过查阅《应力强度因子手册》获得。将 $dc/dN - \Delta K$ 曲线的自变量和因变量进行双对数处理并对不同加速腐蚀年限下的裂纹扩展速度进行直线拟合，图 5 所示为加速腐蚀 0 a，5 a，11 a 和 17 a 后的双对数坐标图。

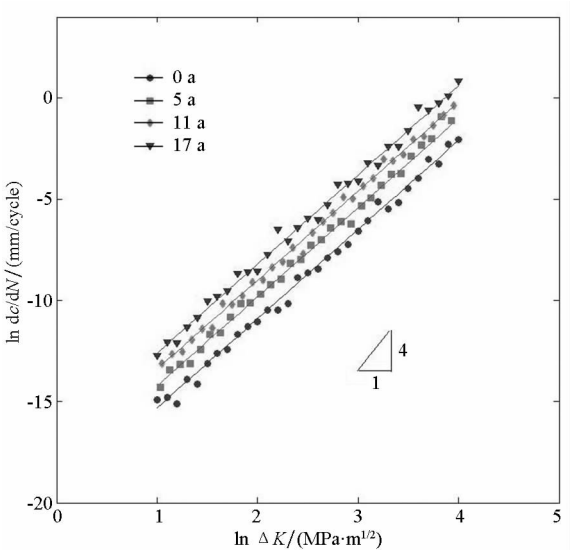


图 5 疲劳裂纹扩展 $\ln(dc/dN) - \ln\Delta K$ 关系图

Fig. 5 Relationship between $\ln(dc/dN)$ and $\ln\Delta K$

从图 5 可知，用斜率均为 4 的直线拟合不同加速腐蚀年限的裂纹扩展速率双对数散点图，有很强的相关性。随着腐蚀损伤的逐年加重，裂纹扩展速率明显提高。表 3 给出了上述 4 个不同腐蚀时间下的 Paris 公式拟合参数。

表 3 不同加速腐蚀年限裂纹扩展速率 Paris 公式拟合

Tab. 3 Parameters value of Paris model for different accelerated corrosion years

加速腐蚀年限/a	C_i	m_i
0	2.531×10^{-9}	4
5	8.142×10^{-9}	4
11	1.824×10^{-8}	4
17	2.602×10^{-8}	4

从表 3 可知，加速腐蚀 17 a 后，裂纹扩展速率增加了约 10 倍。定义腐蚀加速系数 $\Omega(\alpha)$ 对 Paris 公式进行修正，其中 α 为腐蚀损伤综合指标，令 $C_i = \Omega(\alpha) \cdot C_0$，图 6 给出了腐蚀加速系数 $\Omega(\alpha)$ 与腐蚀损伤综合指标 α 的拟合关系，由图可知当 $\alpha \geqslant 0$ 时，腐蚀加速系数的拟合函数为：

$$\Omega(\alpha) = -14.459\alpha^3 + 24.075\alpha^2 - 0.44\alpha + 1.035 \quad (6)$$

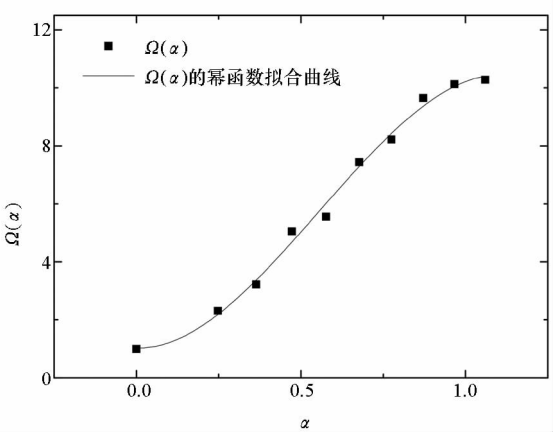


图 6 腐蚀加速系数 $\Omega(\alpha)$ 与腐蚀损伤综合指标 α 的对应关系

Fig. 6 Corresponding relationship between corrosion acceleration coefficient $\Omega(\alpha)$ and comprehensive index of corrosion damage α

由图 6 可知，在加速腐蚀 0 ~ 17 a 间，腐蚀加速系数 $\Omega(\alpha)$ 随腐蚀损伤综合指标 α 单调递增，即裂纹扩展速率随着腐蚀损伤程度的增加而增大。三次拟合曲线的切率先增大后减小，说明扩展速率随着腐蚀损伤程度的增加而增长缓慢，在产生剥蚀之前，裂纹扩展速率最大值很可能维持在约 10 倍的未腐蚀试件的裂纹扩展速率。

2.3 腐蚀加速系数的有效性验证

分别统计观测加速腐蚀第 18 a、19 a、20 a 的蚀坑最大深度值，蚀坑最大宽度值和点蚀率，将其代入式(4)，求得相应腐蚀损伤综合指标 α_{18}、α_{19}、α_{20}，并将其代入式(6)计算得到相应的腐蚀加速系数预测值，与试验获得的加速腐蚀第 18 a、19 a、20 a 时的腐蚀加速系数进行对比，对比结果如表 4 所示。

由表 4 可知，预测相对误差均小于 10%，预测结果较好且偏保守。因此，式(6)适用于计算影响裂纹扩展速率的腐蚀加速系数。将 $\Omega(\alpha)$ 代入未腐蚀的 LD2CS 铝合金中心贯穿裂纹板的 Paris 公式，可求出飞行器转场环境下不同裂纹长度时 0 ~ 20 a 的裂纹扩展速率，获得的腐蚀损伤综合指标 α 也可用于其他机场环境的裂纹扩展行为研究。

表 4　腐蚀加速系数 $\Omega(\alpha)$ 预测结果

Tab. 4　Prediction results of corrosion acceleration coefficient $\Omega(\alpha)$

加速腐蚀年限/a	$\Omega(\alpha)$ 预测值	$\Omega(\alpha)$ 试验值	相对误差/%
18	10.413	11.218	7.18
19	10.452	11.532	9.63
20	10.547	11.564	8.79

3　结论

对预腐蚀的 LD2CS 铝合金试件预制中心裂纹并进行疲劳裂纹扩展试验,得到主要结论如下:

1)由 MIV 方法得到对裂纹扩展寿命影响最大的三个腐蚀损伤表征量:蚀坑最大深度、蚀坑最大宽度和点蚀率。

2)对上述三种腐蚀损伤表征量进行归一化和加权平均方法的处理,得到腐蚀损伤综合指标 α 的动力学方程。

3)随着腐蚀损伤程度的增加,腐蚀损伤对疲劳裂纹扩展的加速作用也越来越明显。定义腐蚀加速系数 $\Omega(\alpha)$,将转场环境下 Paris 公式修正为 $(\mathrm{d}c/\mathrm{d}N)_i=\Omega(\alpha_i)C_0(\Delta K)^{m_0}$,得到 $\Omega(\alpha)$ 的多项式表达式。

4)利用加速腐蚀 18 a、19 a、20 a 时统计观测三个重要的腐蚀损伤表征量和相应年限的裂纹扩展速率对式(4)进行有效性验证,得到腐蚀加速系数预测值的相对误差均小于 10%,从工程实用角度表明,式(4)适于定量表现 LD2CS 铝合金有限薄板的中央贯穿裂纹随腐蚀损伤程度增加裂纹扩展速率增大的现象。

本文只研究了铝合金点蚀损伤对长裂纹扩展速率的影响,裂纹萌生及短裂纹扩展期和其他腐蚀形式对航空铝合金结构件的腐蚀疲劳寿命的影响同样严重,后续会继续开展多种腐蚀形式对疲劳裂纹不同扩展时期影响的研究。

参考文献(References)

[1] 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(5): 371 – 377.

[2] Gruenberg K M, Craig B A, Hillberry B M, et al. Predicting fatigue life of pre-corroded 2024 – T3 aluminum [J]. International Journal of Fatigue, 2004, 26(7): 629 – 640.

[3] Arunachalam S, Fawaz S. Test method for corrosion pit – to – fatigue crack transition from a corner of hole in 7075 – T651 aluminum alloy[J]. International Journal of Fatigue, 2016, 91(5): 50 – 58.

[4] Rokhlin S I, Kim J Y, Nagy H, et al. Effect of pitting corrosion on fatigue crack initiation and fatigue life[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1999, 62(4/5): 425 – 444.

[5] 张有宏, 吕国志, 任克亮, 等. 不同环境下 LY12CZ 铝合金表面腐蚀损伤演化规律研究[J]. 航空学报, 2007, 28(1): 142 – 145.
ZHANG Youhong, LYU Guozhi, REN Keliang, et al. The evolution rhythm of surface corrosion damage of LY12 – CZ aluminum in varied environments[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 142 – 145. (in Chinese)

[6] Sankaran K K, Perez R, Jata K V. Effects of pitting corrosion on the fatigue behavior of aluminum alloy 7075 – T6: modeling and experimental studies[J]. Materials Science and Engineering A, 2001, 297(1/2): 223 – 229.

[7] Crawford B R, Loader C, Liu Q C, et al. Can pitting corrosion change the location of fatigue failures in aircraft? [J]. International Journal of Fatigue, 2014, 61: 304 – 314.

[8] Weber M, Eason P D, Özdeş H, et al. The effect of surface corrosion damage on the fatigue life of 6061 – T6 aluminum alloy extrusions[J]. Materials Science and Engineering A, 2017, 690: 427 – 432.

[9] Zhou X Z, Zheng J J. A numerical method for predicting the time to surface cracking of corrosion affected RC structures[J]. Fracture and Damage Mechanics V, 2006, 11: 55 – 58.

[10] 贺小帆, 刘文珽, 向锦武. C – T 曲线通用性分析和试验研究[J]. 航空学报, 2005, 26(2): 184 – 189.
HE Xiaofan, LIU Wenting, XIANG Jinwu. Analysis and test of generality of C – T curve [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(2): 184 – 189. (in Chinese)

[11] 张蕾, 陈群志, 宋恩鹏, 等. 某型飞机典型疲劳关键件加速腐蚀条件下 C – T 曲线的测定[J]. 机械强度, 2004, 26(z1): 55 – 57.
ZHANG Lei, CHEN Qunzhi, SONG Enpeng, et al. C – T curve of the critical part of aircraft structure under corrosion condition [J]. Journal of Mechanical Strength, 2004, 26(z1): 55 – 57. (in Chinese)

[12] 刘学君, 杨晓华, 辛志东, 等. 某型飞机典型结构危险部位地面停放预腐蚀影响系数曲线的试验测定[J]. 装备环境工程, 2014(6): 79 – 83.
LIU Xuejun, YANG Xiaohua, XIN Zhidong, et al. C – T curve experimental determination of critical parts of an aircraft typical structure[J]. Equipment Environmental Engineering, 2014(6): 79 – 83. (in Chinese)

[13] 蔡剑, 刘道新, 叶作彦, 等. 腐蚀与交变载荷循环作用对 2A12 – T4 铝合金疲劳寿命的影响[J]. 中国腐蚀与防护学报, 2015, 35(1): 61 – 68.
CAI Jian, LIU Daoxin, YE Zuoyan, et al. Influence of cyclic action of corrosion and alternate load on fatigue life of 2A12 – T4 aluminum alloy [J]. Journal of Chinese Society for Corrosion and Protection, 2015, 35(1): 61 – 68. (in Chinese)

[14] 马少华, 回丽, 周松, 等. 腐蚀环境对预腐蚀铝合金腐蚀疲劳性能的影响[J]. 材料工程, 2015, 43(2): 91 – 95.
MA Shaohua, HUI Li, ZHOU Song, et al. Influence of corrosion environments on corrosion fatigue property of pre-corroded aluminum alloy [J]. Journal of Materials Engineering, 2015, 43(2): 91 – 95. (in Chinese)

[15] 王池权，熊峻江，马少俊，等. 航空铝合金材料腐蚀裂纹扩展性能试验[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(5)：935－941.
WANG Chiquan，XIONG Junjiang，MA Shaojun，et al. Tests for corrosion crack propagation behavior of aeronautical aluminum alloys [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(5)：935－941.(in Chinese)

[16] 吴洪丽，蒋永辉. 软件可靠性影响因素权重分析[J]. 计算机工程与应用，2010，46(33)：58－62.
WU Hongli，JIANG Yonghui. Weight analysis of factors affecting software reliability[J]. Computer Engineering and Applications，2010，46(33)：58－62.(in Chinese)

[17] Li X D，Wang X S，Ren H H，et al. Effect of prior corrosion state on the fatigue small cracking behavior of 6151－T6 aluminum alloy[J]. Corrosion Science，2012，55：26－33.

[18] Kand J，Fu R D，Luan G H，et al. In-situ investigation on the pitting corrosion behavior of friction stir welder joint of AA2024－T3 aluminum alloy[J]. Corrosion Science，2010，52(2)：620－626.

[19] 李旭东，孔光明，穆志韬. 穿透型疲劳裂纹扩展与铝合金局部点蚀损伤特征参数的依存性分析[J]. 腐蚀与防护，2015，36(11)：1049－1052，1057.
LI Xudong，KONG Guangming，MU Zhitao. Dependent analysis of through out crack propagation on localized pitting corrosion parameters of aluminum alloy [J]. Corrosion & Protection，2015，36(11)：1049－1052，1057.(in Chinese)

[20] Biallas G，Essert M，Maier H J. Influence of environment on fatigue mechanisms in high-temperature titanium alloy IMI834[J]. International Journal of Fatigue，2005，27(10/11/12)：1485－1493.

[21] Jones K，Shinde S R，Clark P N，et al. Effect of prior corrosion on short crack behavior in 2024－T3 aluminum alloy[J]. Corrosion Science，2008，50(9)：2588－2595.

[22] Andersson H，Persson C. In-situ SEM study of fatigue crack growth behavior in IN718 [J]. International Journal of Fatigue，2004，26(3)：211－219.

[23] 徐富强，刘相国. 基于优化的RBF神经网络的变量筛选方法[J]. 计算机系统应用，2012，21(3)：206－208.
XU Fuqiang，LIU Xiangguo. Variables screening methods based on the optimization of RBF neural network [J]. Computer Systems & Applications，2012，21(3)：206－208.(in Chinese)

[24] 董登科，王俊扬. 关于军用飞机服役日历年限评定用的当量环境谱[J]. 航空学报，1998，19(4)：451－455.
DONG Dengke，WANG Junyang. Equivelent environment spectrum research on service calendar time for fighter aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，1998，19(4)：451－455.(in Chinese)

[25] 穆志韬，柳文林，于战樵. 飞机服役环境当量加速腐蚀折算方法研究[J]. 海军航空工程学院学报，2007，22(3)：301－304.
MU Zhitao，LIU Wenlin，YU Zhanqiao. Research on accelerated corrosion equivalent conversion method of aircraft service environment [J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute，2007，22(3)：301－304.(in Chinese)

[26] 陈群志，孙祚东，韩恩厚，等. 典型飞机结构加速腐蚀试验方法研究[J]. 装备环境工程，2004，1(5)：13－17.
CHEN Qunzhi，SUN Zuodong，HAN Enhou，et al. Study on accelerated corrosion test methods of typical aircraft structure[J]. Equipment Environmental Engineering，2004，1(5)：13－17.(in Chinese)

[27] 宋恩鹏，刘文珽，杨旭. 飞机内部腐蚀关键部位加速试验环境谱研究[J]. 航空学报，2006，27(4)：646－649.
SONG Enpeng，LIU Wenting，YANG Xu. Study on accelerated corrosion test environment spectrum for internal aircraft structure [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2006，27(4)：646－649.(in Chinese)

[28] 任和，冯元生，王琛. 运七机翼腐蚀失效模型及其可靠性分析[J]. 腐蚀科学与防护技术，1998，10(4)：212－216.
REN He，FENG Yuansheng，WANG Chen. The corrosion failure distribution and reliability of Y－7 aircraft wing[J]. Corrosion Science and Protection Technology，1998，10(4)：212－216.(in Chinese)