

文章编号: 1674-8190(2023)05-085-09

# 模拟沿海大气环境腐蚀对2A12-T4铝合金板件 疲劳行为的影响

张胜<sup>1</sup>, 王长凯<sup>2</sup>, 何宇廷<sup>2</sup>, 许大伟<sup>1</sup>, 于海蛟<sup>1</sup>, 薛明浩<sup>1</sup>

(1. 北京航空工程技术研究中心, 北京 100762)

(2. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)

**摘要:** 对航空材料服役的大气环境开展实验室加速模拟试验以获得其长期腐蚀行为和寿命退化情况是相关材料和装备设计、制造、维修以及寿命评定和寿命控制的重要内容和基础。通过开展针对2A12-T4铝合金板件的模拟铝合金沿海大气腐蚀的实验室加速腐蚀试验, 模拟研究从初期点蚀到后期剥蚀的整个沿海大气腐蚀过程中, 腐蚀对铝合金板件疲劳特性的影响; 基于疲劳寿命退化相当的原则, 建立2A12-T4铝合金板件加速腐蚀与大气腐蚀之间的加速等效关系。结果表明: 2A12-T4铝合金实验室加速预腐蚀后疲劳寿命退化规律与大气预腐蚀疲劳寿命退化规律一致, 均呈现为“快速下降期”+“平台期”的特征。

**关键词:** 2A12-T4铝合金; 沿海大气腐蚀; 加速腐蚀试验; 周期浸润; 疲劳特性; 加速等效关系

**中图分类号:** V252.2

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.05.11

## Effect of coastal atmospheric corrosion on fatigue characteristics of 2A12-T4 aluminum alloy plate

ZHANG Sheng<sup>1</sup>, WANG Changkai<sup>2</sup>, HE Yuting<sup>2</sup>, XU Dawei<sup>1</sup>, YU Haijiao<sup>1</sup>, XUE Minghao<sup>1</sup>

(1. Beijing Aeronautical Technology Research Center, Beijing 100762, China)

(2. Aviation Engineering School, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** Conducting laboratory accelerated simulation tests on the atmospheric environment in which aviation materials are used to obtain their long-term corrosion behavior and life degradation is an important content and foundation for the design, manufacturing, maintenance, life assessment, and life control of related materials and equipment. The laboratory accelerated corrosion tests for simulated coastal atmospheric corrosion of 2A12-T4 aluminum alloy plates is conducted, and the impact of corrosion on the fatigue characteristics of aluminum alloy plates throughout the entire coastal atmospheric corrosion process from initial pitting to later erosion is simulated. Based on the principle of equivalent fatigue life degradation, an accelerated equivalent relationship between 2A12-T4 aluminum alloy plate accelerated corrosion and atmospheric corrosion is established. The results show that the fatigue life degradation law of 2A12-T4 aluminum alloy after accelerated pre-corrosion in laboratory is consistent with that of atmospheric pre-corrosion fatigue life degradation law, which is characterized by "rapid decline period" + "platform period".

**Key words:** 2A12-T4 aluminum alloy; coastal atmospheric corrosion; accelerated corrosion test; periodic infiltration; fatigue characteristics; acceleration equivalence relationship

收稿日期: 2023-05-31; 修回日期: 2023-07-27

基金项目: 国家自然科学基金(52005507, 52175155); 国家科技重大专项(J2019-I-0016-0015)

通信作者: 何宇廷, heyut666@126.com

引用格式: 张胜, 王长凯, 何宇廷, 等. 模拟沿海大气环境腐蚀对2A12-T4铝合金板件疲劳行为的影响[J]. 航空工程进展, 2023, 14(5): 85-93, 100.

ZHANG Sheng, WANG Changkai, HE Yuting, et al. Effect of coastal atmospheric corrosion on fatigue characteristics of 2A12-T4 aluminum alloy plate[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(5): 85-93, 100. (in Chinese)

## 0 引言

沿海大气环境具有高盐和高湿等环境特点,极易导致沿海地区服役飞机的结构发生腐蚀。对于飞机内部结构,其腐蚀问题具有较强的隐蔽性。结构的腐蚀不仅降低了结构的有效承载,而且产生或者加重了结构的宏、微观应力集中,从而大幅降低结构的疲劳寿命<sup>[1-5]</sup>。为保证飞机在沿海地区的服役安全以及科学合理地评价其剩余使用寿命,需要研究沿海大气腐蚀对飞机内部铝合金结构疲劳特性的影响。

现阶段,国内外研究者研究腐蚀对铝合金疲劳特性的影响,主要通过实验室加速腐蚀试验、实际大气暴露试验或直接选择实际服役结构来开展。虽然大气暴露试验的试验结果真实可信,但试验周期较长,通常以年为单位计算,试验花费的时间、人力和物力成本较大。实验室加速腐蚀试验凭借其便于实施,省时省力等优点被国内外研究者广泛应用于铝合金腐蚀后疲劳特性和寿命预测等研究<sup>[6-8]</sup>。Xu L 等<sup>[9]</sup>的研究结果表明,经历预腐蚀的铝合金结构疲劳寿命显著下降,同时裂纹萌生寿命仅占总寿命的 20% 以下;S. J. Ketcham 等<sup>[10]</sup>在分析剥蚀对铝合金结构疲劳寿命的影响时,指出即使有少量的剥蚀发生也会引发疲劳裂纹的萌生;卞贵学等<sup>[11]</sup>建立了基于材料初始不连续状态(IDS)的 2A12 铝合金预腐蚀疲劳寿命计算模型,认为将腐蚀坑直接用表面裂纹表征是不合理的;刘建中等<sup>[12]</sup>开展了 2024-T62 铝合金在 3.5%NaCl 溶液中的全浸预腐蚀疲劳试验,发现预腐蚀损伤对疲劳 S-N 曲线影响显著,而且基于断裂力学理论,对预腐蚀疲劳 S-N 曲线进行了预测;赵学锋等<sup>[13]</sup>、赵海军等<sup>[14]</sup>采用考虑预腐蚀时间和疲劳应力水平的预腐蚀影响系数 C,对常规的 S-N 曲线进行了修正,得到了预腐蚀疲劳 S-N 曲线。除上述研究内容之外,国内外研究者在铝合金材料腐蚀疲劳性能方面做了大量研究工作,J. T. Burns 等<sup>[15]</sup>通过在 EXCO 溶液中开展全浸预腐蚀试验,研究了不同腐蚀严重程度对 7075-T6511 铝合金疲劳寿命的影响,发现随铝合金试验件 L-S

表面预腐蚀时间的增加,疲劳寿命呈现先急剧下降,然后进入了平台期的退化规律;K. K. Sankaran 等<sup>[16]</sup>采用周期盐雾法,研究了点蚀对 7075-T6 铝合金疲劳性能的影响,发现点蚀使得疲劳寿命降低了约 6~8 倍,同时通过以平均蚀坑尺寸作为初始裂纹尺寸,采用 AFGROW 软件(美国空军的损伤容限分析软件)对疲劳寿命的预测结果与实际疲劳寿命吻合较好;D. L. Duquesnay 等<sup>[17]</sup>研究了在 7075-T6511 铝合金结构腐蚀坑处萌生的疲劳裂纹的扩展行为,发现点蚀会严重降低结构的疲劳寿命,而且认为腐蚀损伤区域最深腐蚀坑的深度和平均宽度可作为预测结构疲劳寿命的指标;Xu L 等<sup>[18]</sup>的研究结果表明,经历预腐蚀的铝合金结构疲劳寿命显著下降,同时裂纹萌生寿命仅占总寿命的 20% 以下。

2A12-T4 硬铝合金具备比强度高、密度低、加工性好等特点,常应用于飞机蒙皮、隔框、翼梁、大梁、桁条等承力结构。目前关于该材料在沿海大气长期腐蚀后疲劳性能的研究相对较少。张胜等<sup>[19]</sup>建立了一种模拟铝合金沿海大气腐蚀的加速腐蚀试验方法,能够较为准确地模拟沿海大气环境中铝合金从初期点蚀到后期剥蚀的整个腐蚀过程;但该方法仅从腐蚀形貌,腐蚀产物以及剩余厚度变化三个角度确定加速腐蚀试验和实际大气环境下的加速等效(当量)关系,缺乏对铝合金疲劳寿命退化的对比。

针对上述问题,本文通过开展 2A12-T4 铝合金板件的加速腐蚀试验,模拟研究从初期点蚀到后期剥蚀的整个沿海大气腐蚀过程中,腐蚀对铝合金板件疲劳特性的影响;基于疲劳寿命退化相当的原则,建立 2A12-T4 铝合金板件加速腐蚀与大气腐蚀之间的加速等效(当量)关系。

## 1 试验方法

### 1.1 材料与试件

本文采用航空用 2A12-T4(相当于 AA2024-T4<sup>[20]</sup>)铝合金材料的化学成分如表 1 所示。

表 1 沿海大气暴露试验件铝合金材料的热处理和化学成分

Table 1 Heat treatment and chemical composition of aluminum alloy materials for coastal atmospheric exposure test pieces

牌号	热处理	质量分数/%									
		Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Ni	Zn	Ti	Al
2A12	T4	0.10	0.22	4.62	0.54	1.60	—	0.99	0.22	0.13	余量

试件为铝合金平板件,其尺寸和形状如图 1 所示,均沿板材的轧制方向取材。试件经铣切加工而成,而且表面的铝包层采用机械铣削的方式去除。试验前对试验件进行丙酮超声波除油,然后用蒸馏水清洗,并用无水乙醇脱水。

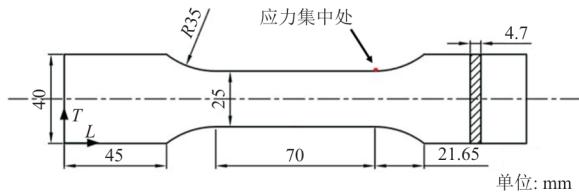


图 1 加速腐蚀平板试验件的形状和尺寸  
Fig. 1 Shape and size of accelerated corrosion plate test pieces

### 1.2 加速腐蚀试验

加速腐蚀试验依据文献[19]采用人工方式开展周浸腐蚀试验,模拟大气环境为海南万宁沿海大气环境。加速腐蚀溶液成分如表 2 所示,溶液 pH 值为 1。

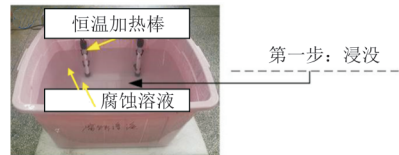
表 2 加速腐蚀溶液的腐蚀介质成分及浓度  
Table 2 Corrosion medium composition and concentration of accelerated corrosion solution

腐蚀介质成分及浓度	数值
H <sub>2</sub> SO <sub>4</sub> /(mol·L <sup>-1</sup> )	4.06×10 <sup>-3</sup>
HNO <sub>3</sub> /(mol·L <sup>-1</sup> )	9.19×10 <sup>-2</sup>
NaCl/%	3.5
蒸馏水	—

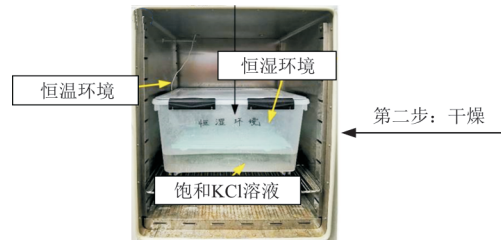
周浸腐蚀试验采用人工方式,先将试验件放入液槽中浸没,然后再放入恒湿环境中模拟潮湿大气暴露,依次循环进行。试验装置如图 2 所示,恒温浸没液槽用于完成试验件的浸没;电热恒温干燥箱为箱内用于产生恒定湿度环境的密闭容器提供恒定的外界环境温度;密闭容器底部盛有约为总容积 1/3 的饱和 KCl 盐溶液,以保证该盐溶液上侧空间为具有恒定相对湿度的环境。试验件放置于饱和溶液上侧的隔板上,且试验过程中试验件上残留的腐蚀溶液无法通过隔板流入饱和盐溶液中。在密闭容器内部安装了温湿度传感器,用于监测恒定湿度环境中的温度和湿度。

本试验选择以海南万宁大气环境谱中雾、露年平均作用时间与年时间总量的比值(7:53)作为周浸试验中的浸没时间与干燥时间的比例。同时

选择以海南万宁大气环境谱中年平均温度(23.9℃)作为浸没溶液和潮湿大气环境暴露阶段的温度,年平均相对湿度(87.6%)作为潮湿大气环境暴露阶段的相对湿度。单个周浸循环周期为 12 h(1.4 h 浸没,10.6 h 暴露)。在人工交替周浸腐蚀 24、72、144、216、288、384、480、576 h 后,依次取出 3 件试验件。试验件取出后立即用蒸馏水冲洗,然后在 30℃ 的恒温干燥箱中干燥,最后保存于干燥皿中。



(a) 恒温浸没液槽



(b) 202-3AB 型电热恒温干燥箱

图 2 人工周浸试验装置  
Fig. 2 Artificial peri-immersion test device

### 1.3 疲劳试验

在试验件完成加速腐蚀(加速预腐蚀)试验之后,在 MTS 810 疲劳试验机上开展疲劳试验,试验现场如图 3 所示。所有疲劳试验均采用力(kN)控制,加载方式为正弦波,采用 PVC 补偿。



图 3 疲劳试验现场  
Fig. 3 Fatigue test site

对加速预腐蚀后 2A12-T4 平板试验件以程序块谱的形式施加疲劳载荷。程序块频谱和加载频率如表 3 所示。该程序块频谱由 11 级载荷组成, 每级载荷由一定应力水平下的多个疲劳循环组成。每个程序块谱共包含 1 239 个疲劳循环, 其中

“循环次数”是指程序块谱中某级载荷应力水平下的疲劳循环数。在疲劳试验完成之后将疲劳断口保存到干燥器中, 对疲劳断口的微观形貌和腐蚀特征开展 SEM 和 EDS 分析。

表 3 2A12-T4 平板试验件疲劳试验程序块谱和加载频率  
Table 3 Block spectrum and loading frequency of fatigue test program for 2A12-T4 plate test pieces

载荷级数	应力水平		载荷水平		应力比 $R$	加载频率/Hz	循环次数
	$\sigma_{\max}/\text{MPa}$	$\sigma_{\min}/\text{MPa}$	$F_{\max}/\text{kN}$	$F_{\min}/\text{kN}$			
1	111	16.50	13.04	1.94	0.15	15	305
2	148	33.00	17.39	3.88	0.22	10	28
3	181	148.00	21.27	17.39	0.82	5	12
4	181	16.50	21.27	1.94	0.09	10	31
5	198	0	23.27	0	0	3	3
6	181	33.00	21.27	3.88	0.18	5	10
7	181	82.50	21.27	9.69	0.46	15	202
8	165	33.00	19.39	3.88	0.20	15	95
9	214	49.50	25.15	5.82	0.23	3	3
10	132	0	15.51	0	0	15	123
11	122	33.00	14.34	3.88	0.27	15	427

## 2 腐蚀疲劳试验结果及形貌观测

### 2.1 疲劳寿命统计分布特性及均值寿命误差检验

实验室加速预腐蚀 0、24、72、144、216、288、

384、480、576 h 后, 2A12-T4 平板试验件的疲劳寿命及疲劳寿命统计特性如表 4 所示。

对不同加速腐蚀时间下 2A12-T4 平板试验件疲劳寿命分别进行了对数正态分布和威布尔分布的拟合效果分析, 参数拟合结果如表 5 所示。

表 4 不同加速腐蚀时间下平板试验件的疲劳寿命及疲劳寿命统计特性  
Table 4 Fatigue life and fatigue life statistical characteristics of flat plate test pieces under different accelerated corrosion times

加速腐蚀时间/h	疲劳寿命(谱块数/次)			样本均值(谱块数/次)	样本标准差	变异系数
	试件 1	试件 2	试件 3			
0	2 285.31	1 909.55	2 502.35	2 232.40	299.92	0.134 3
24	1 368.34	1 400.36	1 061.87	1 276.85	186.87	0.146 4
72	579.55	513.27	487.27	526.70	47.59	0.090 3
144	293.30	325.55	266.27	295.04	29.68	0.100 6
216	272.56	297.46	376.30	315.44	54.16	0.171 7
288	217.32	253.31	249.46	240.03	19.76	0.082 3
384	233.30	193.31	230.56	219.05	22.34	0.102 0
480	175.30	195.55	226.55	199.14	25.81	0.129 6
576	145.51	127.84	113.56	128.97	16.01	0.124 1



表 5 各加速腐蚀时间下平板试验件疲劳寿命的对数正态分布和威布尔分布参数拟合结果  
Table 5 Fitting results of lognormal distribution and Weibull distribution parameters of fatigue life of flat plate test pieces under each accelerated corrosion time

加速腐蚀时间/h	对数正态分布			威布尔分布(双参数)		
	$\mu$	$\sigma$	$r$	$\sigma$	$\beta$	$r$
0	3.346 1	0.071 7	0.982 4	2 369.638 1	6.968 0	0.994 5
24	3.102 8	0.073 3	0.901 2	1 370.325 2	5.865 1	0.933 9
72	2.720 4	0.046 0	0.974 3	549.134 3	10.315 0	0.952 4
144	2.468 4	0.053 3	0.999 7	308.519 0	9.536 8	0.994 5
216	2.494 8	0.085 5	0.966 8	339.868 4	5.446 5	0.942 4
288	2.379 3	0.040 6	0.907 8	249.908 1	10.729 0	0.939 3
384	2.339 0	0.049 8	0.892 7	230.356 3	8.484 5	0.926 9
480	2.296 7	0.068 0	0.996 4	210.697 7	7.386 1	0.986 0
576	2.108 3	0.065 7	0.999 6	136.133 4	7.727 3	0.994 1

当  $n=3$  时,  $r_{0.1}=0.988$ ,  $r_{0.2}=0.951$ ,  $r_{0.5}=0.707$ ,从表 5 可以看出:两种分布的参数拟合结果中线性相关系数均在 0.89 以上;在对数正态分布参数拟合结果中 6 组数据满足置信度 80% 要求,其他 3 组满足置信度在 50%~80% 之间的要求,而在威布尔分布参数拟合结果中 5 组数据满足置信度 80% 要求,其他 4 组满足置信度在 50%~80% 之间的要求。

将表 4 中的疲劳寿命数据取对数后进行肖维奈准则检验<sup>[21]</sup>,并未发现可疑值。同时,按照式(1)计算在 90% 置信度下,将试验件疲劳寿命样本均值作为母体均值时的相对误差  $\delta$ ,计算结果如表 6 所示,且最大相对误差在 5% 以内。

表 6 2A12-T4 平板试验件疲劳寿命样本均值作为母体均值的相对误差  $\delta$

Table 6 The average fatigue life sample of 2A12-T4 plate test piece is used as the relative error  $\delta$  of the maternal mean

加速腐蚀时间/h	$\alpha$	$\delta/\%$
0	0.10	3.01
24	0.10	3.62
72	0.10	2.40
144	0.10	2.98
216	0.10	4.90
288	0.10	2.60
384	0.10	3.30
480	0.10	4.10
576	0.10	4.31

$$\delta = t_{\alpha/2}(n-1) \frac{s}{\bar{x}\sqrt{n}} \quad (1)$$

式中: $\alpha$ 为显著度; $n$ 为试验件数; $s$ 为试验样本对数寿命标准差; $\bar{x}$ 为试验样本对数寿命均值; $t_{\alpha/2}(n-1)$ 通过查  $t$  分布数值表获得。

## 2.2 加速腐蚀对 2A12-T4 平板试验件疲劳特性的影响规律及机理

2A12-T4 平板试验件实验室加速预腐蚀疲劳试验结果如图 4 所示,可以看出:在加速腐蚀初期,仅发生点蚀和晶间腐蚀阶段,试验件的疲劳寿命显著下降,这一时期可以称之为“快速下降期”;在加速腐蚀 144 h 后,试验件的疲劳寿命均值下降了未腐蚀情况下的 86.78%;在初期急剧下降后,虽然疲劳寿命仍总体呈现下降趋势,但明显进入了“平台期”,下降速率较低;在加速腐蚀 480 h 后,试验件的疲劳寿命均值仅下降了加速腐蚀 144 h 后的 32.50%。这表明快速下降期的点蚀和晶间腐蚀对疲劳寿命影响显著,在平台期的腐蚀,包括剥蚀,对疲劳寿命的影响并不显著<sup>[22]</sup>。Zhang S 等<sup>[23]</sup>提供了 2A12-T4 铝合金平板试件在海南万宁大气环境下腐蚀后的寿命退化特征(疲劳试验相关参数设置与本文相同),如图 5 所示,可以看出:实验室加速预腐蚀疲劳寿命的退化特征与大气预腐蚀疲劳寿命的退化特征一致,均呈现出“快速下降期”+“平台期”的特征,表明本文所采用的实验室加速腐蚀试验方法能充分模拟实际大气环境腐蚀,进而可以较好地反映大气腐蚀对铝合金板件疲劳特性的影响规律。

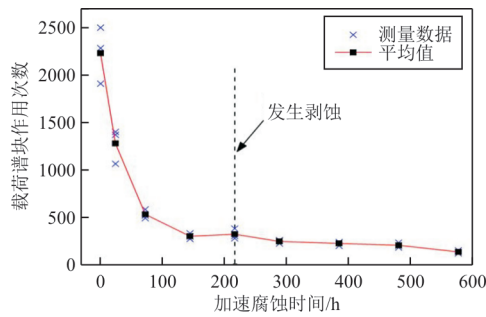


图 4 2A12-T4 铝合金平板试验件疲劳寿命(谱块数)与加速腐蚀时间之间的关系(12 h 为 1 个周浸循环)  
 Fig. 4 Relationship between fatigue life (number of blocks) and accelerated corrosion time of 2A12-T4 aluminum alloy flat plate test pieces (12 h is 1 cycle immersion cycle)

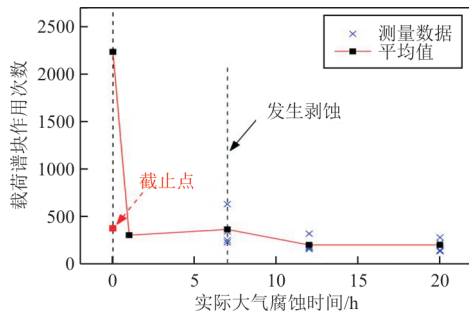
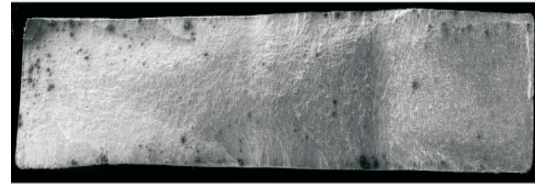
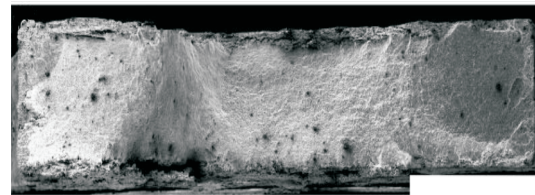


图 5 2A12-T4 铝合金平板试验件疲劳寿命(谱块数)与大气腐蚀年限之间的关系  
 Fig. 5 Relationship between fatigue life (number of blocks) and atmospheric corrosion age of 2A12-T4 aluminum alloy flat plate test piece

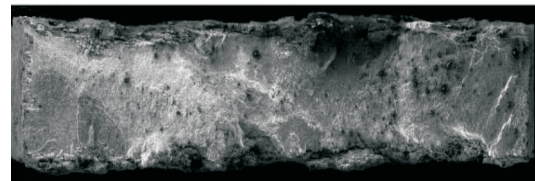
实验室加速预腐蚀疲劳试验件的疲劳断裂位置均位于几何应力集中区域附近,典型的疲劳断口 SEM 形貌如图 6 所示,可以看出:断口存在明显的裂纹源、裂纹扩展区和瞬断区,分别如图 7~图 8 所示。



(a) 腐蚀 24 h

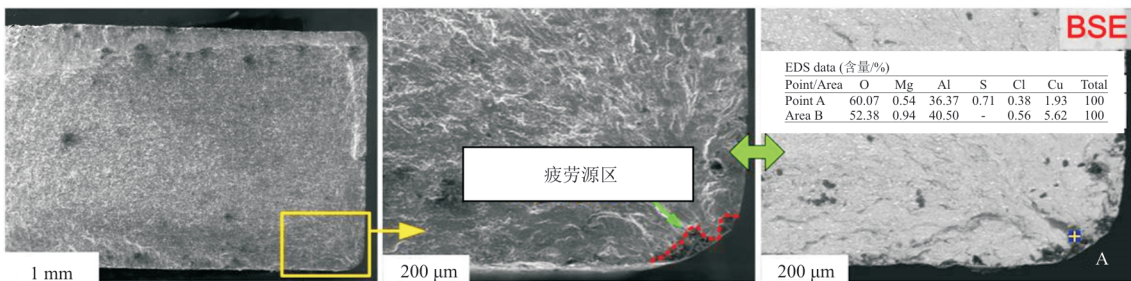


(b) 腐蚀 288 h

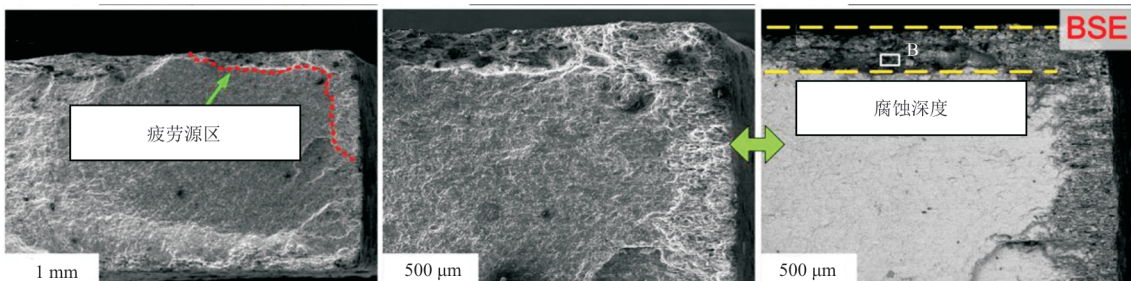


(c) 腐蚀 480 h

图 6 典型加速预腐蚀疲劳断口形貌  
 Fig. 6 Typical accelerated pre-corrosion fatigue fracture morpholog

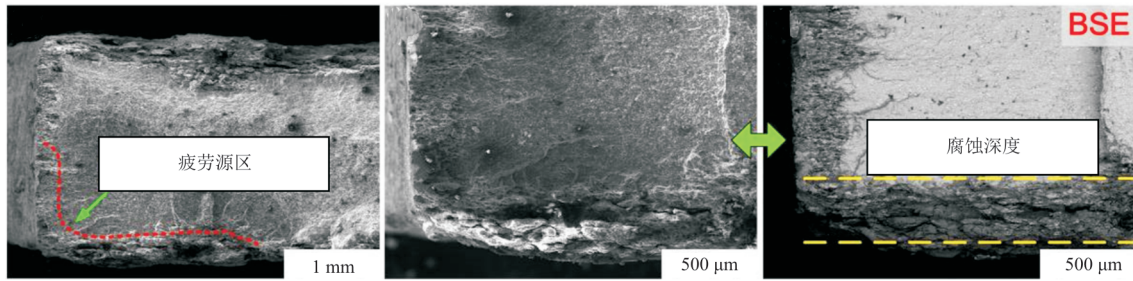


(a) 腐蚀 24 h



(b) 腐蚀 288 h

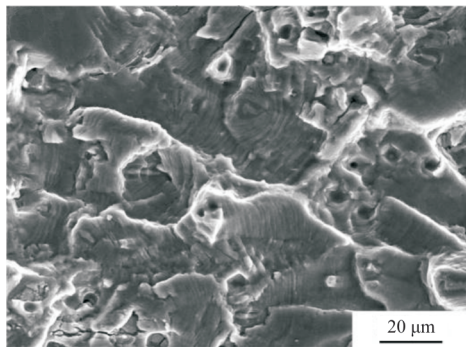




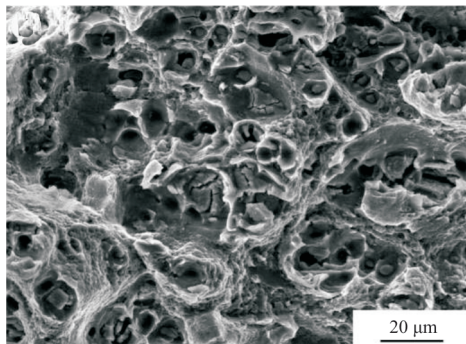
(c) 腐蚀 480 h

图 7 典型加速预腐蚀疲劳断口的裂纹源 SEM 形貌

Fig. 7 SEM appearance of crack source of typical accelerated pre-corrosion fatigue fracture surface



(a) 疲劳条带形貌



(b) 瞬断区韧窝形貌

图 8 预腐蚀 480 h 试验件疲劳断口的疲劳条带和韧窝形貌

Fig. 8 The fatigue band and dimple morphology of fatigue fracture surface of the pre corroded 480 h test piece

未经历预腐蚀的试验件和初期预腐蚀(24 h)试验件疲劳裂纹源位置一致,单一且集中于试验件表面与侧边的拐角处,属于角裂纹。从图 7(c)可以看出:在裂纹源处不仅存在来自于腐蚀介质的 S、Cl 元素,而且从 Al 和 O 元素的组成可以初步确定腐蚀产物主要为  $Al(OH)_3$ ,说明在裂纹源处发生了腐蚀。在预腐蚀 24 h 后试验件的疲劳寿命下降显著,且寿命均值下降了未腐蚀情况下的

42.80%,这是由于在几何应力集中区域附近发生了腐蚀造成的(如图 9 所示)。在腐蚀 24 h 后试验件发生了点蚀和晶间腐蚀,其中以晶间腐蚀为主,而且点蚀零星分布在试验件表面上。前期在研究类似腐蚀环境下相同铝合金材料的预腐蚀疲劳特征时发现,当裂纹源处出现以晶间腐蚀为主的腐蚀特征时,由于晶间腐蚀区域的力学性能基本散失,疲劳裂纹则萌生于晶间腐蚀最深处的边界上<sup>[23]</sup>。因此,在快速下降期,试验件表面腐蚀不均匀,表面以内晶间腐蚀分布不均匀,晶间腐蚀最深处的边界在微观上又是突变的,这些都增加了局部应力集中<sup>[23-24]</sup>,从而显著降低了裂纹萌生寿命。

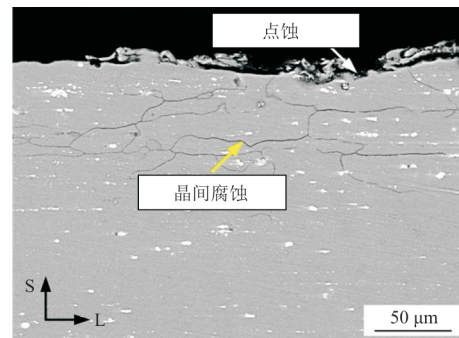


图 9 实验室加速腐蚀 24 h 的纵截面腐蚀形貌

Fig. 9 longitudinal section corrosion morphology of laboratory accelerated corrosion for 24 h

预腐蚀 288 和 480 h 后,试验件的疲劳断口形貌和裂纹源特征如图 7(b)、图 7(c)所示。剥蚀发生后,随着腐蚀时间的增加,腐蚀深度增加,而且腐蚀变得更为均匀,如图 7(c)所示。两试验件的主裂纹源位置分布基本一致,均位于试验件表面与侧边的拐角处,属于角裂纹。注意到疲劳裂纹萌生区域均包含了试验件侧边腐蚀区域,这与大

气预腐蚀疲劳源特征相同。因此,疲劳寿命在经历初期显著下降后进入平台期的原因应该是:随着预腐蚀时间的增加,试验件发生的腐蚀逐渐变得均匀,由腐蚀不均匀引起的应力集中不再显著,同时试验件腐蚀最深区域始终为晶间腐蚀(IGC),晶间腐蚀对裂纹萌生的加速作用可以近似认为相同,因此疲劳寿命下降不再显著。但随着预腐蚀时间的增加,试样的剩余厚度逐渐减小,截面的疲劳应力水平会提高,进而导致总体上疲劳寿命呈现缓慢下降的趋势。

### 2.3 实验室加速腐蚀与沿海大气腐蚀之间等效关系的建立

结合图 4 和图 5 中两种腐蚀环境下的 2A12-T4 铝合金平板试验件疲劳寿命退化规律可以发现其均呈现为“快速下降期”+“平台期”的特征,而且可近似认为在疲劳寿命退化过程中存在一个拐点,由“快速下降期”拐向“平台期”。同时从图 4 和图 5 可以直观判断出,大气预腐蚀疲劳的拐点近似在腐蚀 1 年处,实验室加速预腐蚀疲劳的拐点近似在腐蚀 144 h 处。因此,建立拐点前的加速等效关系近似为:144 小时/年(第一年),即在加速环境中腐蚀的前 144 h(前 12 个周浸循环),近似相当于在实际大气环境中腐蚀第 1 年对疲劳寿命的影响效果。

按照拐点之后疲劳寿命下降百分比相当的原则,来建立拐点后的加速等效关系。在拐点之后,大气预腐蚀试验件在 1~20 年间,疲劳寿命下降了 34.53%。通过线性差值的方法,找到加速预腐蚀试验件在拐点后疲劳寿命下降 34.53% 对应的加速腐蚀时间近似为 488 h。因此建立拐点后的加速等效关系近似为:18 小时/年,即在加速腐蚀 144 h 后,每加速腐蚀 18 h,近似相当于在实际大气环境中腐蚀 1 年对疲劳寿命的影响效果。

综上,基于疲劳寿命退化特征相当建立人工交替周浸加速腐蚀与大气腐蚀之间的近似加速等效关系  $m$ ,如式(2)所示。

$$m = \begin{cases} 144 \text{ 小时} & (\text{第一年}) \\ 18 \text{ 小时/年} & (\text{后续若干年}) \end{cases} \quad (2)$$

考虑到 1 个周浸循环周期为 12 h,为了使等效

加速腐蚀试验结果尽可能准确,在实际加速腐蚀过程中,可将拐点后的加速等效关系变换为:36 小时/2 年,即在加速腐蚀 144 h 后,每加速腐蚀 36 h(3 个周浸循环),近似相当于在实际大气环境中腐蚀 2 年对疲劳寿命的影响效果。

从上述加速等效关系可以发现,大气腐蚀第一年对应的当量加速腐蚀时间相对于后续年限较长。由于影响大气腐蚀的固体颗粒,如盐粒子和灰尘等,会随机沉积在试验件表面的不同区域,使得试验件在大气腐蚀初始阶段表面腐蚀不均匀<sup>[25]</sup>。相比而言,在实验室加速腐蚀“浸没和潮湿大气环境暴露”整个过程中,试验件表面不同区域接触到腐蚀介质的机会近似是均等的,因此在加速腐蚀过程中试验件表面发生的腐蚀相对均匀。大气腐蚀第一年后,试验件由于表面腐蚀不均匀导致的应力集中造成疲劳寿命衰减较为严重,而相应的加速腐蚀试验件由于腐蚀相对均匀,因此疲劳寿命下降相对较缓,需要较长的加速腐蚀时间来达到相同的寿命衰减效果。在后续年限的大气腐蚀过程中,随着大气腐蚀的持续进行,初期腐蚀不均匀的特性将会减弱,达到相同的寿命衰减效果,所需要的加速腐蚀时间会减短。

## 3 结 论

1) 实验室加速预腐蚀疲劳寿命退化规律与大气预腐蚀疲劳寿命退化规律一致,均呈现为“快速下降期”+“平台期”的特征。

2) 初期预腐蚀后,A12-T4 铝合金表面腐蚀不均匀,表面以内晶间腐蚀分布的不均匀,晶间腐蚀最深处的边界在微观上又是突变的,增加了局部应力集中,疲劳寿命显著降低。随着预腐蚀时间的增加,腐蚀变得均匀,由腐蚀不均匀引起的应力集中不再显著,同时腐蚀最深区域始终为晶间腐蚀,因此疲劳寿命下降不再显著。

3) 基于疲劳寿命退化相当的原则,建立了加速腐蚀与大气腐蚀之间的近似加速等效关系。在加速环境中腐蚀的前 144 h(前 12 个周浸循环),近似相当于在实际大气环境中腐蚀第 1 年对疲劳寿命的影响效果。在加速腐蚀 144 h 后,每加速腐蚀 36 h(3 个周浸循环),近似相当于在实际大气环境中腐蚀 2 年对疲劳寿命的影响效果。



## 参考文献

- [1] 张腾, 何宇廷, 高潮, 等. 长期大气腐蚀对2A12-T4铝合金结构疲劳性能的影响[J]. 航空学报, 2015, 36(7): 2444-2456.  
ZHANG Teng, HE Yuting, GAO Chao, et al. Effect of long-term atmospheric corrosion on fatigue properties of 2A12-T4 aluminum alloy structure[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(7): 2444-2456. (in Chinese)
- [2] 张有宏, 吕国志, 陈跃良. LY12-CZ铝合金预腐蚀及疲劳损伤研究[J]. 航空学报, 2005, 26(6): 125-128.  
ZHANG Youhong, LYU Guozhi, CHEN Yueliang. Study on pre-corrosion and fatigue damage of LY12-CZ aluminum alloy[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(6): 125-128. (in Chinese)
- [3] 陈莉, 党堃. 海洋环境下结构疲劳寿命评估研究[C]//第26届全国结构工程学术会议. 长沙: 中国力学学会, 2017: 159-163.  
CHEN Li, DANG Kun. Research on fatigue life assessment of structure in marine environment[C]// The 26th National Conference on Structural Engineering. Changsha: CS-TAM, 2017: 159-163. (in Chinese)
- [4] 叶广宁, 陈跃良. 腐蚀和疲劳对飞机结构的挑战及解决思路[J]. 航空工程进展, 2011, 2(1): 66-69.  
YE Guangning, CHEN Yueliang. Challenges of corrosion and fatigue to aircraft structures and solutions [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(1): 66-69. (in Chinese)
- [5] 刘治国, 王海东, 穆志韬, 等. 基于微观结构的航空铝合金点蚀扩展行为研究[J]. 航空工程进展, 2017, 8(2): 143-148.  
LIU Zhiguo, WANG Haidong, MU Zhitao, et al. Research on pitting corrosion propagation behavior of aviation aluminum alloy based on microstructure [J]. Advanced in Aeronautical Science and Engineering, 2017, 8(2): 143-148. (in Chinese)
- [6] BURNS J T, KIM S, GANGLOFF R P. Effect of corrosion severity on fatigue evolution in Al-Zn-Mg-Cu[J]. Corrosion Science, 2010, 52(2): 498-508.
- [7] 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.
- [8] DUQUESNAY D L, UNDERHILL P R, BRITT H J. Fatigue crack growth from corrosion damage in 7075-T6511 aluminum alloy under aircraft loading[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25(5): 371-377.
- [9] XU L, YU X, HUI L, et al. Fatigue life prediction of aviation aluminium alloy based on quantitative pre-corrosion damage analysis[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2017, 27(6): 1353-1362.
- [10] KETCHAM S J, SHAFFER I S. Exfoliation corrosion of aluminum alloys in localized corrosion: cause of metal failure: ASTM-STP-516[R]. US: ASTM, 1972.
- [11] 卞贵学, 陈跃良, 张丹峰, 等. 基于IDS的铝合金预腐蚀疲劳寿命研究[J]. 航空学报, 2008, 29(6): 1526-1530.  
BIAN Guixue, CHEN Yueliang, ZHANG Danfeng, et al. Study on pre-corrosion fatigue life of aluminum alloy based on IDS[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6): 1526-1530. (in Chinese)
- [12] 刘建中, 陈勃, 叶序彬, 等. 含腐蚀预损伤铝合金2024-T62的疲劳断裂行为及基于断裂力学的寿命预测[J]. 航空学报, 2011, 32(1): 107-116.  
LIU Jianzhong, CHEN Bo, YE Xubin, et al. Fatigue fracture behavior of aluminum alloy containing corrosion pre-damage 2024-T62 and life prediction based on fracture mechanics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(1): 107-116. (in Chinese)
- [13] 赵学锋, 王富永, 赵海军. 预腐蚀疲劳寿命影响系数及S-N曲线研究[J]. 机械强度, 2008, 30(6): 977-981.  
ZHAO Xuefeng, WANG Fuyong, ZHAO Haijun. Study on influence coefficient of pre-corrosion fatigue life and S-N curve [J]. Journal of Mechanical Strength, 2008, 30(6): 977-981. (in Chinese)
- [14] 赵海军, 金平, 柳文林, 等. 预腐蚀疲劳寿命影响系数模型研究[J]. 腐蚀科学与防护技术, 2006, 18(4): 265-267.  
ZHAO Haijun, JIN Ping, LIU Wenlin, et al. Model study on influence coefficient of pre-corrosion fatigue life[J]. Corrosion Science and Protection Technology, 2006, 18(4): 265-267. (in Chinese)
- [15] BURNS J T, KIM S, GANGLOFF R P. Effect of corrosion severity on fatigue evolution in Al-Zn-Mg-Cu[J]. Corrosion Science, 2010, 52(2): 498-508.
- [16] 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.
- [17] 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.
- [18] XU L, YU X, HUI L, et al. Fatigue life prediction of aviation aluminium alloy based on quantitative pre-corrosion damage analysis[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2017, 27(6): 1353-1362.
- [19] 张胜, 何宇廷, 张腾, 等. 一种模拟铝合金沿海大气腐蚀的加速腐蚀试验方法[C]//第十届全国腐蚀大会. 南昌: 中国腐蚀与防护学会, 2019: 1-7.  
ZHANG Sheng, HE Yuting, ZHANG Teng, et al. Accelerated corrosion test method for simulating coastal atmospheric corrosion of aluminum alloy[C]// The 10th National Corrosion Conference. Nanchang: CSCP, 2019: 1-7. (in Chinese)
- [20] 马腾, 王振尧, 韩薇. 铝和铝合金的大气腐蚀[J]. 腐蚀科学与防护技术, 2004, 16(3): 155-161.  
MA Teng, WANG Zhenyao, HAN Wei. Atmospheric corrosion of aluminum and aluminum alloys [J]. Corrosion