

蚀坑等效为初始裂纹的疲劳寿命预测 方法适用性分析

胡家林, 柳文林, 郁大照, 卞贵学

(海军航空大学, 山东 烟台 264001)

摘要: 目的 分析将主导蚀坑等效成初始裂纹进行疲劳寿命预测的适用性。方法 选取 LY12CZ 航空铝合金试验件为研究对象, 进行预腐蚀试验, 对试样的腐蚀损伤情况进行观测和对比研究。应用 ANSYS 软件对不同腐蚀损伤情况的试验件进行有限元分析, 分析试验件应力分布的变化。结果 随着腐蚀时间的延长, 主导蚀坑附近区域其他点蚀坑的数量和尺寸呈上升趋势。以蚀坑间距离与蚀坑半径之比 d/r 为指标, $d/r < 4$ 时, 主导蚀坑处的应力分布受到其他蚀坑的影响较大, 与试验结果相比, 点蚀模型计算得到的疲劳寿命的平均相对误差为 19.94%。 $d/r > 4$ 时, 主导蚀坑处的应力集中系数基本恢复到单蚀坑时的大小, 平均相对误差为 3.74%。结论 $d/r > 4$ 时, 可以忽略其他蚀坑对主导蚀坑应力分布的影响, 此时将主导蚀坑作为唯一疲劳源进行寿命计算是合理的。 $d/r < 4$ 时, 主导蚀坑处的应力分布受到其他蚀坑的影响, 此时将主导蚀坑作为唯一疲劳源进行寿命计算时将出现较大误差。

关键词: 航空铝合金; LY12CZ; 蚀坑; 等效裂纹; 疲劳寿命; 适用性分析

中图分类号: TG172 文献标识码: A 文章编号: 1672-9242(2022)05-0087-07

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2022.05.011

Applicability Analysis of Fatigue Life Assessment Method Equaling Pit as Initial Crack

HU Jia-lin, LIU Wen-lin, YU Da-zhao, BIAN Gui-xue

(Navy Aviation University, Shandong Yantai 264001, China)

ABSTRACT: This paper aims to analyze the applicability of equating the dominant etch pits with initial cracks for fatigue life prediction. The pre-corrosion test of LY12CZ aluminum alloy was carried out, then specimens with different pitting degrees were obtained and compared. The ANSYS software was applied to finite element analysis of test pieces with different corrosion damage conditions to analyze the changes in stress distribution of the test pieces. The results showed that with the continuance of pre-corrosion test, both quantities and sizes of other pits in the zone near the critical pit increased. The ratio of the distance between craters to the radius of the crater, d/r , is used as an indicator, when d/r was less than 4, the other pits had an influence on

收稿日期: 2021-06-23; 修订日期: 2021-08-26

Received: 2021-06-23; Revised: 2021-08-26

基金项目: 国家自然科学基金 (51375490)

Fund: The National Natural Science Foundation of China (51375490)

作者简介: 胡家林 (1982—), 男, 博士, 讲师, 主要研究方向为飞机腐蚀防护与控制。

Biography: HU Jia-lin (1982-), Male, Doctor, Lecturer, Research focus: corrosion protection and control of aircraft.

引文格式: 胡家林, 柳文林, 郁大照, 等. 蚀坑等效为初始裂纹的疲劳寿命预测方法适用性分析[J]. 装备环境工程, 2022, 19(5): 087-093.

HU Jia-lin, LIU Wen-lin, YU Da-zhao, et al. Applicability Analysis of Fatigue Life Assessment Method Equaling Pit as Initial Crack[J]. Equipment Environmental Engineering, 2022, 19(5): 087-093.

the stress field of the critical pit, the average relative error of the fatigue life calculated by the pitting model is 19.94% compared with the test results. When d/r was more than 4, the stress concentration coefficient at the dominant erosion crater returns to the size of the single pit, and the average relative error of the fatigue life calculated by the pitting model is 3.74% compared with the test results. When d/r was more than 4, the influence of other pits on the stress distribution of the dominant pit can be ignored, and it is reasonable to use the dominant pit as the only fatigue source for life calculation. When d/r was less than 4, the stress distribution at the dominant pit is influenced by other pits, and a large error will occur when using the dominant pit as the only fatigue source for life calculation.

KEY WORDS: aero aluminum alloy; LY12CZ; pit; equivalent crack; fatigue life; applicability analysis

蚀坑是飞机铝合金结构在服役过程中经常发生的腐蚀破坏形态, 蚀坑的存在导致应力集中, 加速了裂纹的萌生和扩展, 对飞行安全构成严重威胁^[1-5]。由大量的试验观测可知, 经受预腐蚀损伤的试验件在进行疲劳加载的时候, 裂纹是从某个蚀坑处形成并扩展的^[6-10]。因此, 许多学者对蚀坑与裂纹的等效性进行了研究, 并将主导蚀坑等效成初始裂纹, 用于预腐蚀结构疲劳寿命的预测^[11-17]。但是, 随着腐蚀时间的延长、腐蚀损伤的加剧, 该预测方法是否依然有效, 这方面的研究相对较少。

本文首先对 LY12CZ 铝合金试验件进行预腐蚀试验, 获得了不同损伤程度的点蚀试件, 观测得到了蚀坑深度、分布密度等参数的变化。随后利用 ANSYS 软件对主导蚀坑处的应力变化情况进行研究, 在此基础上, 对将主导蚀坑作为唯一疲劳源的疲劳寿命计算方法进行适用性分析。最后, 通过对比预腐蚀试验件疲劳寿命的计算值与试验值, 验证前述适用性分析所得结论。

1 点蚀试验

1.1 试验件

试验件材料为航空 LY12CZ 铝合金, 试验件表面形貌及几何尺寸如图 1、图 2 所示。为了防止在腐蚀试验中非试验区域被腐蚀而影响测量结果, 腐蚀试验前要对非试验区(试验件背面以及试验件夹持端)进行涂硅胶保护, 待防腐蚀胶完全固化后, 再进行腐蚀试验。



图 1 试验件表面
Fig.1 surface of specimen

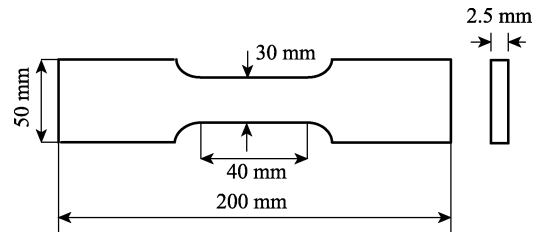


图 2 试验件尺寸
Fig.2 Geometry of specimen

1.2 试验方案

考虑到飞机尤其是海洋环境下飞机服役实际情况的复杂性, 参考文献[18]中加速试验环境谱编制需要遵循的 3 个原则。为模拟盐雾和酸性气体的作用, 预腐蚀试验采取如下的环境谱: 采用酸性 NaCl 溶液浸泡, 具体配比为 5% (质量分数) 的 NaCl 溶液中加入 5% (质量分数) 的稀硫酸, 使其 $\text{pH}=4\pm 0.2$, 溶液温度为室温。在试验过程中, 每隔 5 d 利用 KH-7700 光学显微镜对试件进行 1 次拍照, 整个试验周期为 40 d, 此时试验件尚处于点蚀阶段。腐蚀试验过程中, 则每隔 48 h 更换溶液 1 次, 以保持 pH 值的变化在可接受范围内。此外, 为了避免环境不均匀对试验件的影响, 各个试验件之间以不相互接触为宜, 且每 24 h 随机交换 1 次试验件位置。

1.3 试验结果

通过上述腐蚀试验, 获得了不同腐蚀时间 LY12CZ 试件的腐蚀表面照片和腐蚀形貌三维照片, 如图 3 所示。其中, 腐蚀表面照片和三维形貌照片均通过 KH-7700 光学显微镜拍摄得到。

从图 3 中可以看出, 在腐蚀试验初期, 试验件表面腐蚀坑的所占面积较小, 且分布稀疏。随着腐蚀时间的延长, 腐蚀坑所占面积明显加大, 部分相邻蚀坑之间发生了相互交错结合的情况。

利用 KH-7700 光学显微镜及其自带软件对点蚀坑深度进行了测量 (测量依据 GB/T 18590—2001 中的点蚀坑深度变焦显微测量法)。具体做法是, 将狗骨状试验件的中间部分 (腐蚀区域) 进行分区, 每个区域的大小与显微镜 1 次拍照时所能覆盖的范围相等, 如图 4 所示。

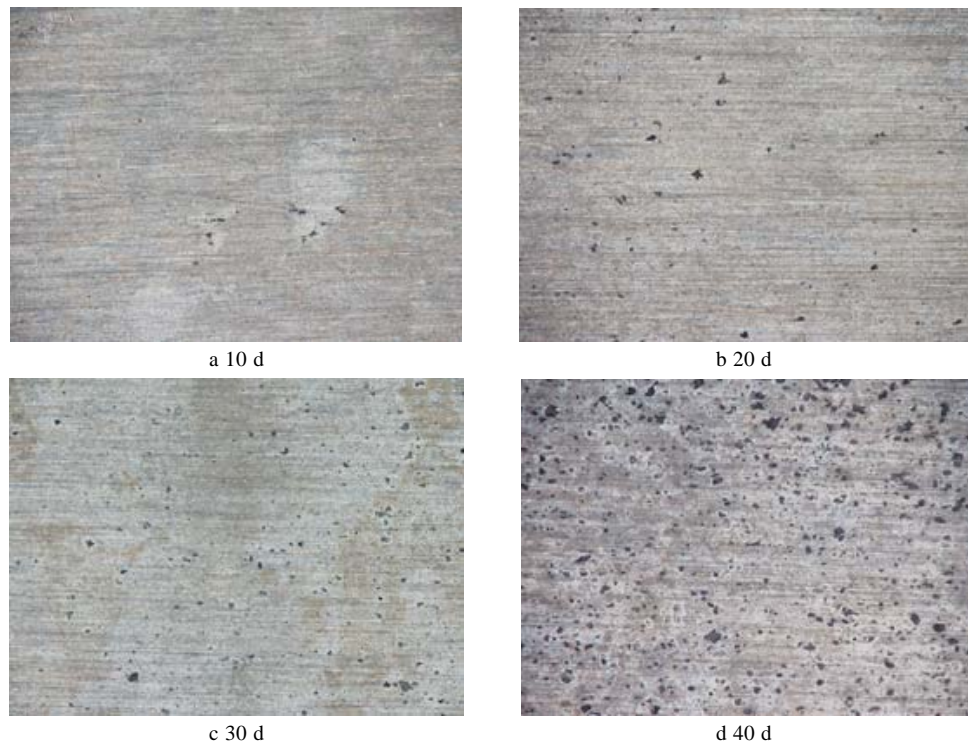


图 3 腐蚀损伤不同时间后的显微镜照片

Fig.3 Microscope photographs of corrosion damages after different time

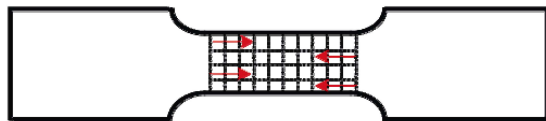


图 4 寻找蚀坑示意图

Fig.4 Schematic diagram of searching pitting

2 主导蚀坑应力分布分析

文献[12]的研究表明, 铝合金腐蚀试件的疲劳源通常为单一蚀坑。因此, 本文暂不考虑点蚀条件下多个蚀坑同时诱发裂纹产生, 最终导致试件破坏的情况, 而是假设疲劳源只有 1 个, 且位于主导蚀坑的底部。随着腐蚀程度的加深, 试件上的点蚀坑数量不断增多, 密度也在增大, 在可能引起试件疲劳破坏的主导蚀坑附近区域的其他点蚀坑在数量和尺寸上也呈上升趋势。这些蚀坑会对主导蚀坑处试件的应力状况产生影响, 使得多蚀坑试件的疲劳寿命急剧下降。

2.1 计算模型与方法

试件材料为 LY12CZ 铝合金, 材料的弹性模量为 7.6 MPa, 泊松比为 0.32, 尺寸与 1.1 小节试验件相同。采用三维 20 节点六面体等参单元, 应用 ANSYS 软件进行三维有限元分析, 有限元网格划分情况见图 5。

根据计算结果可知, 当光滑试件沿长度方向受载时, 中间部位 (即腐蚀区域) 的应力分布均匀。因此, 在研究试件腐蚀区域的蚀坑应力集中情况时, 可先不考虑试件其他部位, 仅将试件中间部位等效为一个受

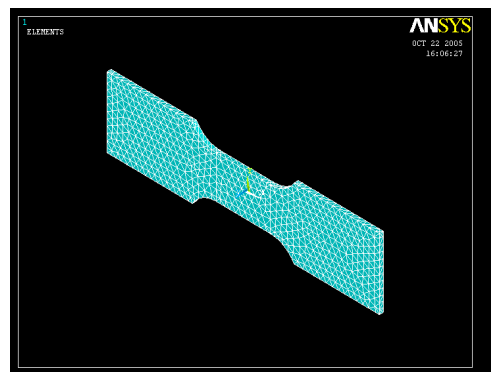


图 5 有限元模型及局部细化网格

Fig.5 Finite element model and local detailed mesh

拉伸载荷作用的平板 (40 mm×30 mm×2.5 mm) 加以分析。此时, 本节研究的问题简化为, 当三维平板表面的主导蚀坑一定时, 其周边的蚀坑尺寸、位置的变化对主导蚀坑底部应力分布是否产生显著影响。研究思路如下: 首先计算只存在主导蚀坑时, 蚀坑处的应力情况, 再在主导蚀坑附近区域加入其他蚀坑, 同时不断调整后加蚀坑与主导蚀坑之间的距离, 以观察不同情况下主导蚀坑处的应力变化情况。在实际观察中, 蚀坑间的相互位置是随机的, 为了便于研究, 仅考虑了主导蚀坑与后加蚀坑垂直和沿载荷方向排列 2 种情况。同时, 根据真实蚀坑形貌特点^[19-22], 在建模时将蚀坑简化为半球形。

2.2 计算结果

根据试验观测结果, 按照不同腐蚀阶段的典型蚀

坑尺寸, 在建模时主导蚀坑半径 r_1 分别取 0.025、0.05 mm, 与之相对应的距主导蚀坑最近的蚀坑半径尺寸 r_2 分别取 0.025、0.02 mm 和 0.05、0.03 mm。在建模时, 采用三维 20 节点六面体等参单元, 弹性模量和泊松比不变。单蚀坑和双蚀坑时有限元网格划分情况见图 6。

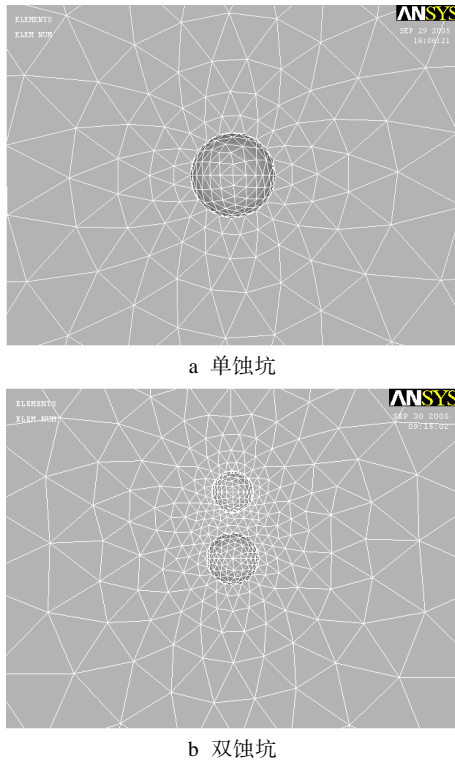


图 6 有限元模型及局部细化网格
Fig.6 Finite element model and local detailed mesh:
a) single pit; b) double pit

在计算中发现, 最大正应力点并不总是处在半球形蚀孔的底部, 当 2 个蚀坑中心位置之间的距离 d 较小时, 最大应力点出现在蚀坑的相切位置上。不同条件下蚀坑处的第一主应力分布如图 7 所示。

应力集中系数定义为:

$$K_t = \frac{S_{\max}}{S_{0\max}}$$

式中: $S_{0\max}=1\ 000\ \text{Pa}$; S_{\max} 为不同条件下主导蚀坑处的最大正应力。

应力集中系数的计算结果如图 8、9 所示。通过分析图 8、9 可以得到如下结论: 当 2 个蚀坑排列方向与加载方向相同时, 相对于单蚀坑的情况, 主导蚀坑处的应力集中能够得到缓和。随着 d/r (r 取与主导蚀坑相近蚀坑的半径) 的增加, 这种缓和作用趋于消失。当 2 个蚀坑排列方向与加载方向垂直时, 相对于单蚀坑的情况, 主导蚀坑处的应力会增加, 尤其当 d/r 接近 2 时 (因为不考虑蚀坑相互融合的情况, 故所研究的 d/r 均大于 2), 应力集中系数明显增加。随着 d/r 的增加, 这种加强作用趋于缓和, 当 d/r 的值

处在 4 左右时, 应力集中系数基本恢复到单蚀坑时的大小。

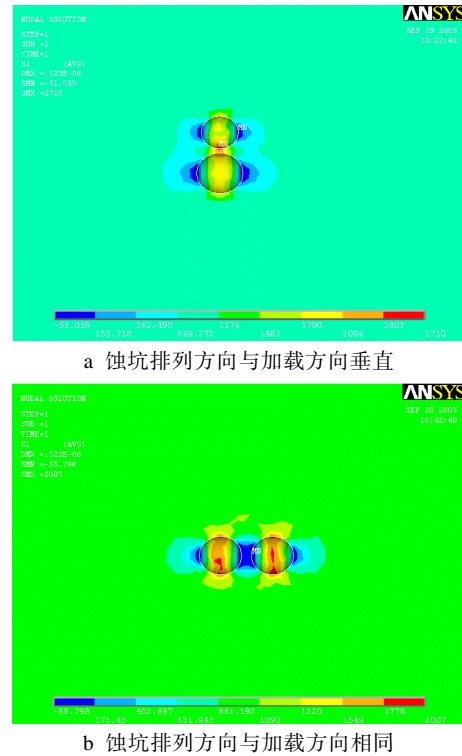


图 7 应力分布
Fig.7 Stress distribution: a) pits plumb the load;
b) pits along the load

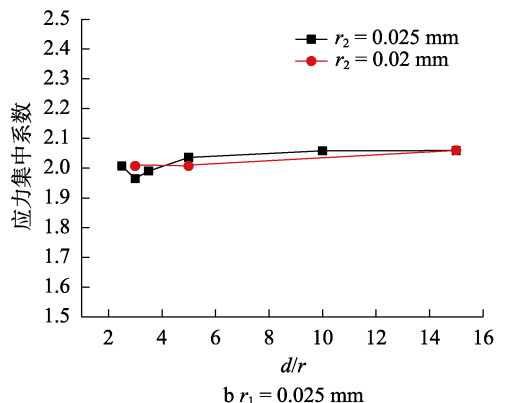
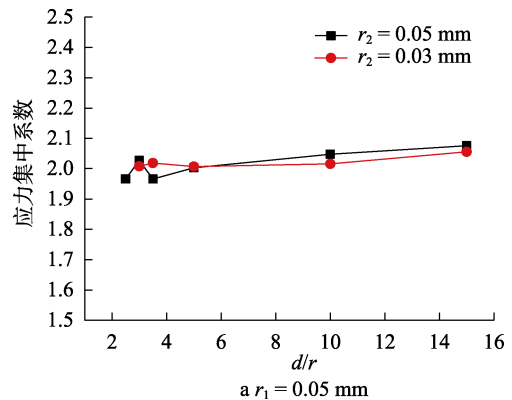


图 8 蚀坑排列方向与加载方向相同时的应力集中系数
Fig.8 SIF distribution when pits along the load

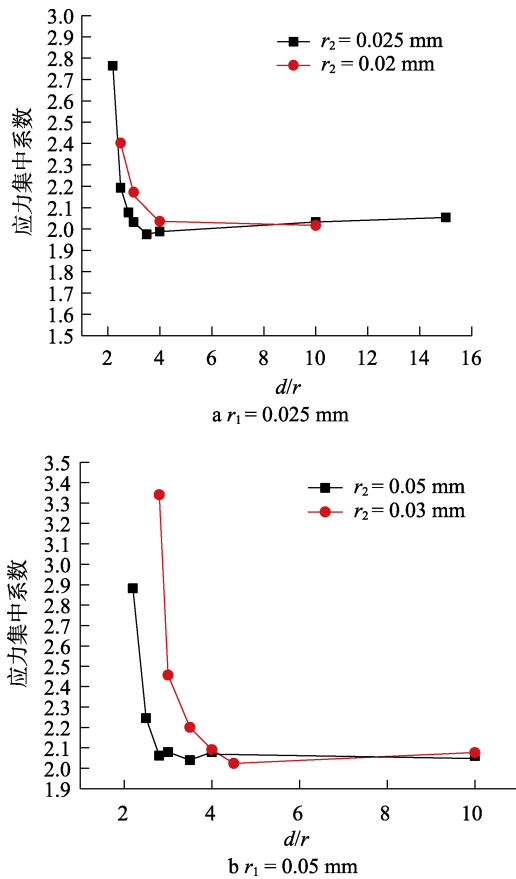


图 9 蚀坑排列方向与加载方向垂直时的应力集中系数
Fig.9 SIF distribution when pits plumb the load

综上所述, 当腐蚀情况较轻, 蚀坑密度较低, d/r 大于 4 时, 方可忽略其他蚀坑对主导蚀坑应力分布的影响。结合图 3 拍摄得到的腐蚀表面照片, 在本文设置的试验条件下, 认为当腐蚀时间小于 20 d, d/r 大于 4 时, 可以将主导蚀坑等效为裂纹, 并作为唯一疲劳源用于预腐蚀试件的疲劳寿命预测。

3 算例分析

为验证第 2 节所得结论, 将主导裂纹作为唯一疲劳源, 对文献[23]中 LY12CZ 预腐蚀试验件的疲劳寿命进行计算, 计算所用方法与文献[24]中相同。文献[23]中腐蚀试验后的试件蚀坑尺寸见表 1。

表 1 腐蚀坑测量结果
Tab.1 Measured value of pit size

试件 编号	腐蚀 20 d 蚀坑		腐蚀 30 d 蚀坑	
	直径/mm	深度/mm	直径/mm	深度/mm
1	0.295 5	0.143 9	0.348 5	0.208 3
2	0.151 5	0.151 5	0.363 6	0.212 1
3	0.197 0	0.159 1	0.231 1	0.238 6
4	0.178 0	0.193 2	0.128 8	0.253 8
5	0.128 8	0.121 2	0.155 3	0.197 0

疲劳寿命计算值及试验值见表 2。从表 2 可以看出, 点蚀模型计算得到的疲劳寿命与腐蚀 20 d 时 ($d/r > 4$) 的试验结果相比, 最大误差为 15.01%, 平均相对误差仅为 3.74%; 与腐蚀 30 d 时 ($d/r < 4$) 的试验结果相比, 最大误差为 41.83%, 平均相对误差为 19.94%。可见, 随着腐蚀时间的延长, 点蚀模型对试件疲劳寿命的估算误差呈增大趋势。本文用于比对疲劳寿命计算方法的试验件共计 10 组, 当进一步增加比对数量时, 所用疲劳寿命预测方法是否还能保持较高的精度, 需要进一步研究。

表 2 疲劳寿命计算值与试验值
Tab.2 The calculated results of fatigue life for pre-corroded specimen

腐蚀时间 /d	试件 编号	试验寿命 /h	模型计算寿命 /h	相对误差 /%
20	1	41 878	39 505	-5.67
	2	44 327	46 460	4.81
	3	43 158	42 983	-0.41
	4	39 972	40 916	2.36
	5	45 002	51 758	15.01
30	1	28 460	32 791	15.22
	2	29 740	32 072	7.84
	3	32 366	35 119	8.51
	4	27 428	38 901	41.83
	5	33 112	41 819	26.30

4 结论

本文通过点蚀试验, 获得了实验室条件下不同腐蚀阶段的试验件点蚀状态。在此基础上, 对将主导蚀坑作为唯一疲劳源的疲劳寿命计算方法进行了适用性分析, 得到如下结论:

随着腐蚀时间的延长, 原本稀疏、彼此孤立的腐蚀坑逐渐变得稠密, 部分相邻蚀坑之间发生了相互交错结合的情况。用 d/r 来表征主导蚀坑与邻近蚀坑之间的距离。当腐蚀情况较轻, 即 $d/r > 4$ 时, 可以忽略其他蚀坑对主导蚀坑应力分布的影响, 此时将主导蚀坑作为唯一疲劳源进行寿命计算是合理的。当腐蚀情况较重, 即 $d/r < 4$ 时, 主导蚀坑处的应力分布受到其他蚀坑的影响, 此时将主导蚀坑作为唯一疲劳源进行寿命计算时将出现较大误差。

作为初步研究, 本文进行了一系列简化。如何考虑蚀坑数量增加、蚀坑相互间位置变化后试件主导蚀坑处的受力情况, 是后续进一步研究的重点。

参考文献:

[1] 陈群志, 鞠明, 余文波, 等. 严酷环境下飞机外场腐蚀

- 防护对策与措施[J]. 装备环境工程, 2017, 14(3): 1-7.
CHEN Qun-zhi, JYU Ming, YU Wen-bo, et al. Countermeasures for Aircraft Field Corrosion Protection under the Severe Environment Condition[J]. Equipment Environmental Engineering, 2017, 14(3): 1-7.
- [2] 张丹峰, 谭晓明, 陈跃良. 海洋环境下飞机结构腐蚀疲劳研究现状[J]. 装备环境工程, 2009, 6(2): 5-8.
ZHANG Dan-feng, TAN Xiao-ming, CHEN Yue-liang. Research Progress of Corrosion Fatigue of Aircraft Structure under Marine Environment[J]. Equipment Environmental Engineering, 2009, 6(2): 5-8.
- [3] 卞贵学, 张杨广, 张勇, 等. 飞机某模拟涂装试样加速腐蚀与自然暴露的对比研究[J]. 装备环境工程, 2020, 17(5): 25-32.
BIAN Gui-xue, ZHANG Yang-guang, ZHANG Yong, et al. Comparative Study on Accelerated Corrosion and Natural Exposure of Simulated Coated Specimen of Aircraft Structures[J]. Equipment Environmental Engineering, 2020, 17(5): 25-32.
- [4] 胡建军, 陈跃良, 卞贵学, 等. 飞机结构加速腐蚀与自然腐蚀[J]. 腐蚀与防护, 2011, 32(11): 900-904.
HU Jian-jun, CHEN Yue-liang, BIAN Gui-xue, et al. Corrosion of Aircraft Structure Material in Accelerated Simulating Environment and Service Environment[J]. Corrosion & Protection, 2011, 32(11): 900-904.
- [5] 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 Zhi-tao, LIU Wen-lin, YU Zhan-qiao. Research on Accelerated Corrosion Equivalent Conversion Method of Aircraft Service Environment[J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2007, 22(3): 301-304.
- [6] 吴学仁, 刘建中. 基于小裂纹理论的航空材料疲劳全寿命预测[J]. 航空学报, 2006, 27(2): 219-226.
WU Xue-ren, LIU Jian-zhong. Total Fatigue Life Prediction for Aeronautical Materials by Using Small-Crack Theory[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(2): 219-226.
- [7] 李玉海, 刘文琰. 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, 22(4): 1-10.
LI Yu-hai, LIU Wen-ting. Study on Assessing Fatigue Life of Aircraft Structures under Corrosion Environment[J]. Aircraft Design, 2002, 22(4): 1-10.
- [8] 陈跃良, 张丹峰, 金平. 飞机结构全寿命分析若干问题[J]. 宇航材料工艺, 2009, 39(增刊 1): 270-275.
CHEN Yue-liang, ZHANG Dan-feng, JIN ping. Some Questions of Holistic Life Assessment for Airplane Structure[J]. Aerospace Materials & Technology, 2009, 39(S1): 270-275.
- [9] 陈定海, 穆志韬, 朱做涛, 等. 腐蚀坑对疲劳裂纹扩展的影响分析[J]. 装备环境工程, 2012, 9(4): 4-7.
CHEN Ding-hai, MU Zhi-tao, ZHU Zuo-tao, et al. Analysis of Corrosion Pitting Effect on Fatigue Crack Growth[J]. Equipment Environmental Engineering, 2012, 9(4): 4-7.
- [10] 叶彬, 朱做涛, 穆志韬. 铝合金材料腐蚀形貌及裂纹扩展分析[J]. 装备环境工程, 2011, 8(4): 54-58.
YE Bin, ZHU Zuo-tao, MU Zhi-tao. Corrosion Morphology and Crack Growth Analysis of Aluminum Alloy Material[J]. Equipment Environmental Engineering, 2011, 8(4): 54-58.
- [11] 卞贵学, 陈跃良, 张勇, 等. 飞机用铝合金腐蚀行为和腐蚀预测研究现状及问题分析[J]. 装备环境工程, 2018, 15(5): 48-55.
BIAN Gui-xue, CHEN Yue-liang, ZHANG Yong, et al. Research Status and Problems Analysis on Corrosion Behavior and Corrosion Prediction of Aircraft Aluminum Alloy[J]. Equipment Environmental Engineering, 2018, 15(5): 48-55.
- [12] 郁大照, 陈跃良, 柳文林, 等. 服役环境下腐蚀坑等效为表面裂纹的有效性分析[J]. 应用力学学报, 2011, 28(1): 79-84.
YU Da-zhao, CHEN Yue-liang, LIU Wen-lin, et al. Analysis of Validation of Real Pit as Surface Crack under Service Environment[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2011, 28(1): 79-84.
- [13] 陈跃良, 卞贵学, 郁大照, 等. 腐蚀环境下飞机结构疲劳全寿命评估模型[J]. 机械强度, 2012, 34(1): 137-143.
CHEN Yue-liang, BIAN Gui-xue, YU Da-zhao, et al. Fatigue Holistic Life Assessment Model of Aircraft Structure under Corrosive Environment[J]. Journal of Mechanical Strength, 2012, 34(1): 137-143.
- [14] 卞贵学. 腐蚀环境下基于 IDS 的铝合金全寿命评定方法研究[D]. 烟台: 烟台海军航空工程学院, 2008.
BIAN Gui-xue. Research on Holistic Life Assessment Methods of Al-Alloy Based on IDS under Corrosive Environment[D]. Yantai: Naval Aeronautical Engineering Institute, 2008.
- [15] 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 Gui-xue, CHEN Yue-liang, ZHANG Dan-feng, et al. Study on Fatigue Life of Pre-Corroded Aluminium Alloy Based on IDS[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6): 1526-1530.
- [16] 胡家林, 陈跃良, 郁大照. 2024-T3 铝合金初始不连续状态的研究[J]. 腐蚀科学与防护技术, 2007, 19(1): 9-11.
HU Jia-lin, CHEN Yue-liang, YU Da-zhao. Study on the Initial Discontinuity State of 2024-T3 Aluminum Alloy[J]. Corrosion Science and Protection Technology, 2007, 19(1): 9-11.
- [17] 郁大照. 腐蚀和多处损伤对飞机结构完整性的影响研究[D]. 烟台: 烟台海军航空工程学院, 2008.
YU Da-zhao. Research on the Influence of Corrosion and MSD on Aircraft Structural Integrity[D]. Yantai: Naval Aeronautical Engineering Institute, 2008.
- [18] 孙辽. 铝合金腐蚀形貌与剩余疲劳寿命研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.

- SUN Liao. The Study on Corrosion Morphology and Residual Fatigue Life of Corroded Aluminium Alloy[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.
- [19] 刘治国, 王海东, 贾明明. 航空铝合金点蚀形貌对应力集中系数影响量化分析[J]. 强度与环境, 2018, 45(1): 25-31.
LIU Zhi-guo, WANG Hai-dong, JIA Ming-ming. Quantitative Influence Analysis of Aero Aluminum Alloy Pitting Corrosion Morphology to Stress Concentration Factor[J]. Structure & Environment Engineering, 2018, 45(1): 25-31.
- [20] 刘治国, 李旭东, 穆志韬. 航空铝合金材料腐蚀坑形状特征[J]. 腐蚀与防护, 2014, 35(2): 128-132.
LIU Zhi-guo, LI Xu-dong, MU Zhi-tao. Configuration Characters of Aero Aluminum Alloy Corrosion Pit[J]. Corrosion & Protection, 2014, 35(2): 128-132.
- [21] 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): 779-782.
ZHANG You-hong, LU Guo-zhi, CHEN Yue-liang. Predicting Fatigue Life from Pre-Corroded LY12-CZ Aluminium Test[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(6): 779-782.
- [22] 张有宏, 吕国志, 任克亮, 等. 不同环境下 LY12-CZ 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 You-hong, LU Guo-zhi, REN Ke-liang, 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.
- [23] 刘文琰, 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.
LIU Wen-ting, LI Yu-hai. Assess Technology of the System in Aircraft Structure Calendar Life[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004.
- [24] 胡家林, 陈跃良, 张玓, 等. 基于图像的腐蚀损伤及疲劳寿命研究[J]. 航空学报, 2010, 31(1): 131-135.
HU Jia-lin, CHEN Yue-liang, ZHANG Ding, et al. Analysis of Corrosion Damage and Fatigue Life Based on Corrosion Image[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(1): 131-135.

责任编辑: 刘世忠