

腐蚀损伤对典型铝合金结构疲劳寿命的影响研究

谭晓明, 金平, 蔡增杰, 王刚, 王德

(海军航空工程学院 青岛校区, 山东 青岛 266041)

摘要: **目的** 研究严酷服役条件下飞机结构的寿命衰减问题。**方法** 以飞机关键结构模拟件为研究对象, 基于编制的某机场环境加速试验谱进行当量加速腐蚀试验, 采用MTS810材料试验系统进行预腐蚀后的疲劳试验。**结果** 通过对试验结果的分析, 确定了关键结构疲劳寿命腐蚀影响系数与腐蚀损伤尺寸之间的对应关系。**结论** 关键结构腐蚀损伤宽度与疲劳寿命腐蚀影响系数相关性最好。

关键词: 腐蚀影响系数; 关键结构; 铝合金; 疲劳寿命

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2013.06.003

中图分类号: TG174.31 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2013)06-0009-05

Relationship between the Corrosion Influencing Factor of Fatigue Life and the Corrosion Damage Size of Aircraft Airframe Critical Structure

TAN Xiao-ming, JIN Ping, CAI Zeng-jie, WANG Gang, WANG De

(Naval Aeronautical Engineering Academy Qingdao Branch, Qingdao 266041, China)

ABSTRACT: **Objective** To study the effect of service environment on aircraft structure. **Methods** The critical structure coupons of aircraft airframe were tested, and accelerated corrosion experiment was carried out based on the accelerated corrosion spectrum of a field airport environment. Test of fatigue after pre-corrosion was conducted using MTS 810. **Results** Through analysis of testing results, the relationship was determined, between the corrosion influencing factors of fatigue life and the corrosion damage size of aircraft airframe critical structure. **Conclusion** The result shows that there is a significant correlation between the corrosion damage width and the corrosion influencing factor of fatigue life of aircraft critical structure.

KEY WORDS: corrosion influencing factor; critical structure; aluminum alloy; fatigue life

收稿日期: 2013-07-11; 修订日期: 2013-07-28

Received: 2013-07-11; **Revised:** 2013-07-28

作者简介: 谭晓明(1975—), 男, 湖南人, 博士, 副教授, 主要研究方向为飞机结构腐蚀疲劳及寿命可靠性。

Biography: TAN Xiao-ming(1975—), Male, from Hunan, Ph. D., Associate Professor, Research focus: corrosion fatigue of aircraft structure and life reliability.

海军飞机在沿海高温、高湿和高盐分的严酷环境下服役,作为主体材料的高强度铝合金将长期暴露在腐蚀介质中,导致其发生孔蚀、晶间腐蚀和剥蚀,引起结构疲劳寿命显著衰减,大大缩短其使用寿命^[1-2]。因此,海军飞机结构的腐蚀损伤检测、腐蚀损伤下疲劳性能退化规律以及飞行安全等方面,一直是国内外航空领域的研究热点。

文中试图通过腐蚀和疲劳试验,研究确定腐蚀损伤尺寸与疲劳寿命腐蚀影响系数的对应关系,为外场腐蚀损伤检测、维修及寿命管理提供重要的参考依据。

1 加速试验环境谱

选取氯离子、二氧化硫、温度和湿度等环境要素,考虑风向和风速的影响,编制了某机场环境谱,编制方法如图1所示。

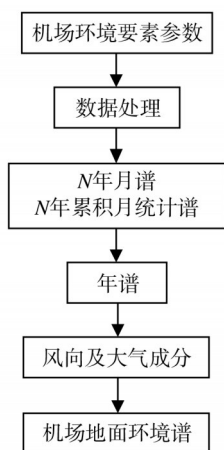


图1 机场环境谱编制方法

Fig.1 Establishment method of the airport environment spectrum

选取5%(质量分数)NaCl溶液、温度40℃的盐雾条件作为实验室加速腐蚀条件,确定在实验室加速腐蚀条件与外场环境条件下铝合金材料的腐蚀损伤模式一致和腐蚀损伤等效原则。参考文献[2]给定的铝合金在各种环境条件下的当量折算系数,编制了铝合金关键结构的当量加速试验环境谱,即在5% NaCl溶液、温度40℃的盐雾条件下作用189.7 h的腐蚀损伤,与机场环境条件下暴露腐蚀1 a的腐蚀损伤程度相当。

2 加速腐蚀试验及腐蚀损伤规律

2.1 试验件

试验件材料为7B04铝合金,某型飞机结构细节模拟件如图2所示,厚度、孔径及加工工艺均严格按照实际结构部位的要求,试验件表面无涂层。

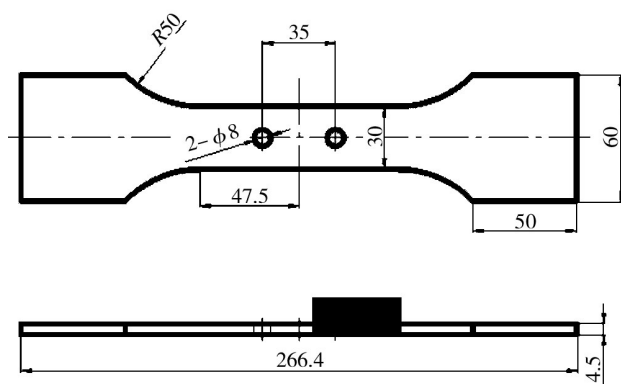


图2 关键结构模拟件

Fig. 2 Fatigue specimen details

2.2 加速腐蚀试验

针对如图2所示的关键结构模拟件,采用编制的加速试验环境谱进行当量加速腐蚀试验。当量加速腐蚀试验时间为2,4,5,7,8和10 a,分别随机抽取5个试件进行留样、清洗和干燥保存。

通过对不同当量腐蚀年限的试验件进行观察和腐蚀损伤检测知,试验进行至当量腐蚀2 a时,试验件表面出现明显的腐蚀斑点,在显微镜下观察到试件表面比较均匀地分布着单个独立的点蚀坑。随着腐蚀时间的增长,腐蚀坑的深度和宽度都增大。在腐蚀的后期,多个蚀坑相互连接为一个大腐蚀坑,蚀坑底部起伏不平。当量加速腐蚀时间为2 a的试件表面和孔边的腐蚀形貌分别如图3和图4所示。

2.3 腐蚀损伤动力学规律

腐蚀动力学规律指的是腐蚀量随时间的变化规律,可以用多种函数形式描述^[3-4]。文献[5—7]指出,腐蚀深度 D 随时间的变化规律可用幂函数式 $D=at^b$ 、指数函数式 $D=ae^{bt}$ 、自然对数线性函数式 $D=a+b\ln t$ 和线性函数式 $D=a+bt$ 等模型来描述。腐蚀坑的深度



图3 腐蚀后的试件表面状况

Fig. 3 Surface condition of corrosion specimen

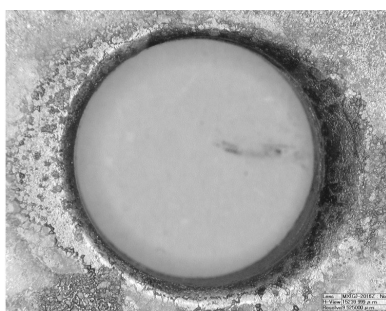


图4 结构细节的腐蚀状况(×20)

Fig. 4 Corrosion condition of structural detail(×20)

D 、宽度 w 和截面积 A 随腐蚀时间的变化规律采用以上4种函数模型进行拟合,计算结果见表1。

表1 腐蚀损伤变化曲线拟合结果

Table 1 Fitting results of corrosion damage with corrosion time

腐蚀损伤参数	拟合方程	相关系数
深度 D	$D=56.208t^{0.167}$	0.9743
	$D=60.818e^{0.033t}$	0.9717
	$D=54.242+12.186 \ln t$	0.9695
	$D=59.887+2.45t$	0.9739
宽度 w	$w=214.229t^{0.085}$	0.9935
	$w=223.066e^{0.017t}$	0.9856
	$w=212.516+20.627 \ln t$	0.9912
	$w=222.242+4.118t$	0.9889
面积 A	$A=5311.208t^{0.339}$	0.9664
	$A=6149.568e^{0.07t}$	0.9959
	$A=4273.641+3142.791 \ln t$	0.9469
	$A=5560.769+659.944t$	0.9935

给定显著水平 $\alpha=0.05$,表1的拟合结果表明,该型铝合金材料腐蚀坑的深度、宽度和截面积随腐蚀

时间的变化规律满足以上4种函数模型拟合的线性相关性要求。这说明在海洋环境下,采用以上4种函数模型描述腐蚀坑的深度、宽度和截面积随腐蚀时间的变化规律是合理的。相对而言,腐蚀坑的深度和宽度随腐蚀时间的变化规律采用幂函数模型拟合的相关性最好,而腐蚀坑的截面积随腐蚀时间的变化规律采用指数函数模型拟合的相关性最好。

图5—7给出了腐蚀损伤尺寸(深度 D 、宽度 w 和截面积 A)随腐蚀时间的变化规律。

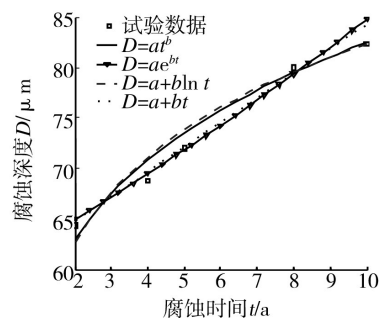


图5 腐蚀坑深度变化曲线

Fig. 5 Curve of pit depth with corrosion time

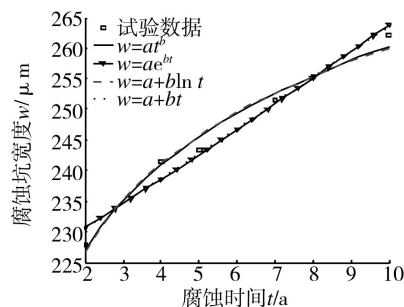


图6 腐蚀坑宽度变化曲线

Fig. 6 Curve of pit width with corrosion time

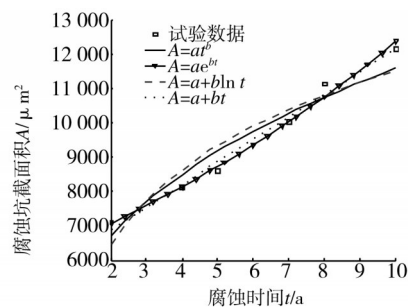


图7 腐蚀坑截面积变化曲线

Fig. 7 Curve of pit cross section area with corrosion time

3 疲劳试验及腐蚀影响系数

借助 MTS810 材料试验系统进行腐蚀试验后的等幅疲劳试验,其结果见表2。疲劳寿命一般服从对数正态分布^[2],根据文献[2],疲劳寿命腐蚀影响系数可定义为:

$$C(t) = \frac{N_{50}(t)}{N_{50}(0)} \quad (1)$$

式中: $N_{50}(t)$ 为预腐蚀时间 t 后的中值疲劳寿命; $N_{50}(0)$ 为未腐蚀条件下的中值疲劳寿命。

根据参考文献[2],对表2中的腐蚀影响系数 C 和腐蚀时间 t 进行拟合,其表达式为:

$$C(t)=1.0-0.08t^{0.55143} \quad (R=0.994) \quad (2)$$

表2 疲劳寿命腐蚀影响系数

Table 2 Corrosion influencing factor of fatigue life

腐蚀时间/a	试验寿命/cycles	中值寿命/cycles	腐蚀深度均值/ μm	腐蚀影响系数
0	383 979, 454 736, 327 913, 360 437, 434 186	389 463	64.3	1.0
2	377 682, 332 395, 350 908, 360 435, 304 340	344 217	68.8	0.884
5	265 073, 289 712, 309 604, 335 177, 359 399	310 026	71.9	0.796
7	305 396, 313 252, 285 243, 323 739, 289 677	303 121	80.3	0.778
10	266 730, 304 344, 313 251, 250 996, 256 440	277 202	83.5	0.712

4 腐蚀影响系数与腐蚀损伤尺寸的对应关系

根据图5—7中表示的腐蚀损伤尺寸和表2中的疲劳寿命腐蚀影响系数进行统计分析,计算结果分别如图8—10所示。

从图8—10可知,腐蚀宽度与疲劳寿命腐蚀影响系数相关性最好,腐蚀面积次之,腐蚀深度最差。在外场维修条件下,蚀坑截面积和蚀坑深度用常规的NDE/NDT方法难以进行准确的测量,然而蚀坑宽度的测量相比腐蚀面积和腐蚀深度的测量更容易实现。图11描述了当量加速腐蚀时间与腐蚀宽度和

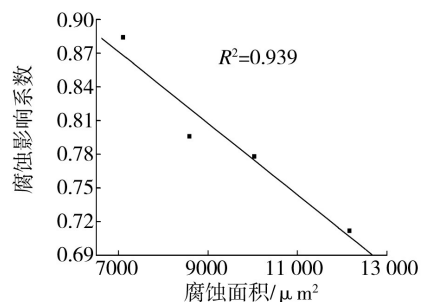


图9 腐蚀面积与腐蚀影响系数相关性

Fig.9 Correlation between corrosion pit area and corrosion influencing factor

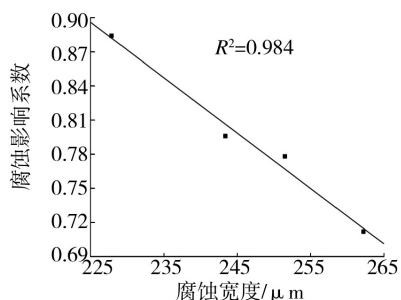


图8 腐蚀宽度与腐蚀影响系数相关性

Fig.8 Correlation between corrosion pit width and corrosion influencing factor

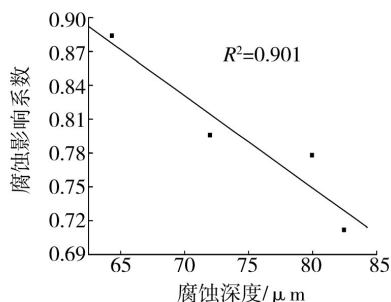


图10 腐蚀深度与腐蚀影响系数相关性

Fig.10 Correlation between corrosion pit depth and corrosion influencing factor

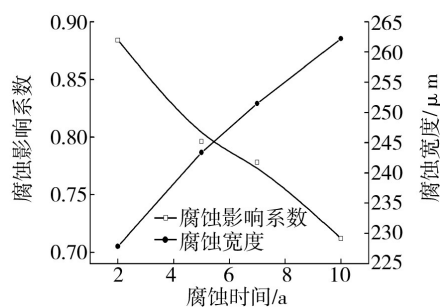


图11 腐蚀时间与腐蚀影响系数和腐蚀宽度关系曲线

Fig.11 Relation between corrosion time and corrosion influencing factor and corrosion width

腐蚀影响系数的关系曲线。在飞机结构使用过程中,若能获得如图11所示的关系曲线,那么对确保飞机结构在腐蚀损伤条件下的使用安全具有重要意义。

5 结论

1) 在5%(质量分数)NaCl溶液、温度40℃的盐雾条件下作用189.7 h的腐蚀损伤,与机场环境条件下暴露腐蚀1 a的腐蚀损伤程度相当。

2) 飞机关键结构模拟件加速腐蚀试验后,疲劳寿命显著衰减,加速腐蚀时间为10 a时,疲劳寿命衰减至原来的71.2%。

3) 疲劳寿命腐蚀影响系数与腐蚀损伤宽度的相关性最好。

综上所述,该结论可以应用于飞机结构的维修工作,通过借助蚀坑宽度与疲劳寿命腐蚀影响系数的对应关系,可以确定给定的腐蚀损伤尺寸条件下疲劳寿命的衰减程度。

参考文献:

- [1] 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,2004:121—130.
LIU Wen-ting, LI Yu-hai. Estimate Technology of Aircraft

Structure Calendar Life System[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004: 121—130.

- [2] 谭晓明,杨芳菲,王刚,等. 铸铝合金不同厚度膜层微弧氧化防腐性能试验研究[J]. 装备环境工程, 2012, 9(3): 62—65.

TAN Xiao-ming, YANG Fang-fei, WANG Gang, et al. Study on Corrosion Resistance of Different Thickness Micro-arc Oxidation Film of Cast Aluminum Alloy[J]. Equipment Environment Engineering, 2012, 9(3): 62—65.

- [3] 姜源. 腐蚀数据统计分析标准方法[M]. 北京:机械电子工业部,1988.

JIANG Yuan. Standard Practice for Applying Statistics Analysis of Corrosion Data[M]. Beijing: Ministry of Machinery and Electronics Industry, 1988.

- [4] 谭晓明,穆志韬,张丹峰,等. 海军飞机结构当量加速腐蚀试验研究[J]. 装备环境工程, 2008, 5(2): 8—11.

TAN Xiao-ming, MU Zhi-tao, ZHANG Dan-feng, et al. Equivalent Accelerated Corrosion Test Study of Navy Aircraft Structure[J]. Equipment Environment Engineering, 2008, 5(2): 8—11.

- [5] 陈群志,崔常京,孙祚东,等. LY12CZ铝合金腐蚀损伤的概率分布及其变化规律[J]. 装备环境工程, 2005, 2(3): 1—6.

CHEN Qun-zhi, CUI Chang-jing, SUN Zuo-dong, et al. Probability Distribution and Variations of Corrosion Damage of LY12CZ Aluminum Alloys[J]. Equipment Environment Engineering, 2005, 2(3): 1—6.

- [6] 王春斌. 飞机典型结构腐蚀损伤容限评定方法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2008.

WANG Chun-bin. Research on Corrosion Damage Tolerance of Typical Aircraft Structure[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2008.

- [7] 张丹峰,谭晓明,马力,等. 服役环境条件下飞机结构铝合金材料孔蚀规律研究[J]. 中国腐蚀与防护学报, 2010, 30(1): 93—96.

ZHANG Dan-feng, TAN Xiao-ming, MA Li, et al. Aluminum Pitting Corrosion Damage Rule under Service Environment[J]. Journal of Chinese Society for Corrosion and Protection, 2010, 30(1): 93—96.