

文章编号:1000-6893(2008)06-1526-05

基于 IDS 的铝合金预腐蚀疲劳寿命研究

卞贵学¹, 陈跃良², 张丹峰^{1,2}, 俞品仕¹

(1. 海军航空工程学院 研究生队, 山东 烟台 264001)

(2. 海军航空工程学院 青岛分院, 山东 青岛 266041)

Study on Fatigue Life of Pre-corroded Aluminium Alloy Based on IDS

Bian Guixue¹, Chen Yueliang², Zhang Danfeng^{1,2}, Yu Pinshi¹

(1. Postgraduate Team, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China)

(2. Qingdao Branch, Naval Aeronautical and Astronautical University, Qingdao 266041, China)

摘要: 模拟飞机服役环境,对航空 LY12 铝合金试验件做了腐蚀试验,然后通过疲劳试验得到 LY12 铝合金新试验件和预腐蚀试验件的疲劳寿命数据。分析了腐蚀对航空 LY12 铝合金的影响。通过观测断面腐蚀坑的尺寸,基于初始不连续状态(IDS)建立了把腐蚀坑看做表面裂纹的几种模型,并对几种裂纹模型的疲劳寿命计算结果和实际试验结果进行了对比分析。结果表明:直接把腐蚀坑看做表面裂纹是不合理的,考虑材料初始不连续状态所建立的表面裂纹模型计算结果和试验结果比较吻合;随着腐蚀坑的增大,裂纹模型 2 更为合理。所以,很难用一个合适的裂纹模型来描述腐蚀坑,只有把腐蚀坑分组才有可能得出更精确的描述。

关键词: 初始不连续状态; 铝合金; 腐蚀损伤; 裂纹扩展; 腐蚀坑

中图分类号: TG171;V252 **文献标识码:** A

Abstract: Corrosion experiment is performed for aviation LY12 aluminum alloy with imitating service environment of the military airplane. The fatigue life data for both un-corroded and pre-corroded LY12 aluminum alloy specimens are obtained after corrosion damage tests. The corrosion effects on LY12 aluminum are analyzed. Several predictive models are presented to calculate the fatigue life by measured value of pit size, and these predictive models of pit-as-crack are based on the initial discontinuity state (IDS). The calculated results of several predictive models based on IDS and straight pit-as-crack model are contrasted with experimental date. The results show that the calculated results of predictive models based on IDS agree reasonably with the experiment results, and the pit-as-crack directly is unreasonable. With the increment of pit size, the model 2 is more reasonable. It may be necessary to use different predictive models rather than a single predictive model to describe the corrosion pit.

Key words: initial discontinuity state; aluminium alloy; corrosion damage; crack growth; corrosion pit

军用飞机在服役过程中,由于所处的地理环境不同会受到不同程度的腐蚀性损伤,当损伤到一定程度时候,便可能会产生灾难性后果^[1]。英国的彗星号客机和美国的 F-111 战斗机都是比较有名的腐蚀损伤事故。中国海军、空军部门也发现了多架战斗机某部位不同程度的腐蚀损伤,造成了飞机的停飞甚至提前退役,严重影响了部队的战斗力。大量的飞机失效、破坏表明:腐蚀性环境对机体造成的损伤是影响飞机寿命的一个很重要的原因^[2-7]。由于中国海军机场绝大部分分布在沿海地区,同时飞机 97% 以上的时间是在地面

停放。其地面停放环境特点是高温、高湿和盐雾出现时间长,靠近城市工业区的飞机场还受到工业废气的污染,海军飞机所处的环境更加恶劣。大量用于飞机结构件的航空铝合金材料 LY12,在腐蚀环境下容易形成腐蚀坑,腐蚀坑的存在会加速形成疲劳裂纹并扩展,从而影响飞机结构的疲劳寿命^[8-11]。本文通过考虑铝合金 LY12 材料的初始不连续状态(Initial Discontinuity State, IDS),对腐蚀损伤飞机铝合金结构的疲劳性能进行了试验分析与研究。

1 预腐蚀试验与疲劳试验

1.1 试验件

试验件材料为航空 LY12 铝合金,试验件几

收稿日期:2007-09-21; 修订日期:2007-11-29
基金项目:国家自然科学基金(50675221);总装“十一五”预研课题(51327030104)
通讯作者:陈跃良 E-mail:cy10532@sina.com

何尺寸见图 1,单位为 mm,试件厚度为 3.5 mm。

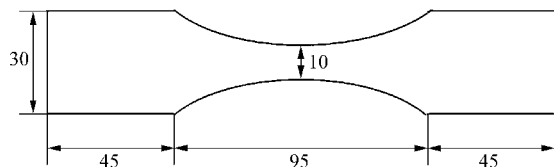


图 1 试验件几何尺寸
Fig. 1 Specimen details

1.2 试验方案

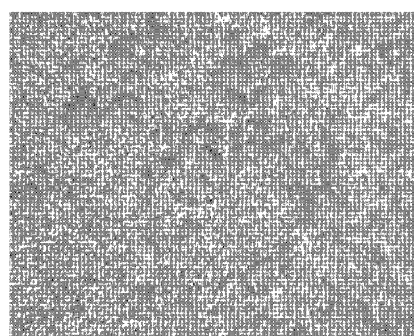
考虑到海军飞机服役实际情况的复杂性,海洋大气、高湿、高温、紫外线照射、化学介质等联合作用,并参考文献[12]中加速试验环境谱编制需要遵循的 3 个原则。预腐蚀试验采取如下的环境谱:① 酸性 NaCl 溶液浸泡:3.5%的 NaCl 溶液中加入 5%的稀硫酸使其 $\text{PH}=4\pm 0.2$,溶液温度为 $(40\pm 2)^\circ\text{C}$,以模拟盐雾和酸性气体的作用。② 在温度为 40°C 和 $\text{RH}=90\%\sim 100\%$ 湿度的潮湿空气中,用远红外线灯照射烘干试验件,调节远红外线的功率使试验件在临近侵入溶液时恰好被烘干,以模拟潮湿空气和凝露的作用过程。一个加速谱周期为 30 min,浸泡 8 min,溶液外 22 min。试验的实施要求:腐蚀试验过程中,用笔式 PH 计每间隔 4 h 测量溶液的 PH 值,若溶液的 PH 值不在规定的范围内,则立即更换溶液;若在规定的范围内,则每间隔 24 h 更换溶液一次。腐蚀试验过程中,试验件水平悬挂在搁架上,各个试验件之间以不相互接触为宜,试验件直接接受远红外线照射,为了避免环境不均匀对试验件的影响,每 12 h 随机交换试件位置一次。预腐蚀试验采用 ZJF-75G 周期浸润腐蚀试验箱。预腐蚀试验前进行低温预拉伸。为了防止在腐蚀试验中,试验件的夹持端被腐蚀而影响腐蚀后的疲劳试验结果,腐蚀试验前要对非试验区进行保护(涂硅胶),待防腐胶完全固化后再进行预腐蚀试验。

试验件经预腐蚀后,在 Material Test System 810 电液伺服疲劳试验机上进行疲劳试验。试验在室温条件下进行,加载波形为正弦波,波形采用 PVC 补偿,采取轴向等幅加载方式,应力比为 $R=0.2$,加载频率 $f=10\text{ Hz}$,最大应力为 308 MPa。在同样条件下进行与预腐蚀试件相同的未腐蚀新试验件的疲劳试验。

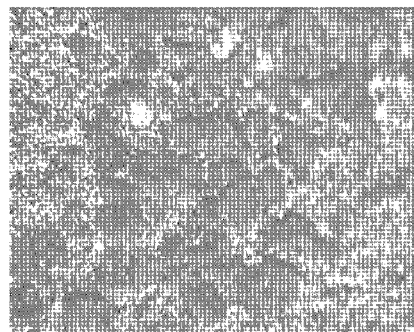
1.3 试验结果

通过上述预腐蚀试验,对试验件的腐蚀损伤

进行分析。其中,图 2 是在试验件表面随机拍摄相同放大倍数的照片,可以看出:腐蚀 20 天的试件形成的腐蚀坑,表面积很小,且表面分布稀疏;腐蚀 30 天的试验件腐蚀坑表面积加大,相邻腐蚀坑之间相互交错结合形成更大腐蚀坑,而且腐蚀坑表面分布密集。腐蚀坑的测量是在电子显微镜下观测断口截面疲劳裂纹起源所得出的。图 3 为半椭圆形腐蚀坑的测量示意图,所测得数据如表 1 所示。从表 1 中的断面腐蚀坑的深度 a 的测量尺寸可以看出,腐蚀 30 天的试验件的腐蚀深度大于腐蚀 20 天试验件的腐蚀深度。随着腐蚀时间的增大,坑的表面积增大,腐蚀深度增加,分布密



(a) 20 天



(b) 30 天

图 2 试验件表面腐蚀损伤显微镜照片

Fig. 2 Microscope photographs of corrosion damages for specimen surface

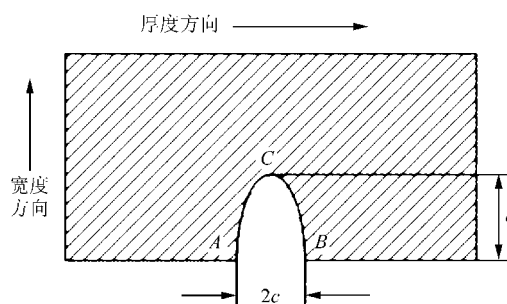


图 3 半椭圆形腐蚀坑示意图

Fig. 3 Sketch map of half ellipse corrosion pit

度也变大。对疲劳试验得到的寿命数据进行分析,未腐蚀新试验件寿命平均值为 64 117。从表 1 可以看到,随着预腐蚀时间的增加,在同样的疲劳加载应力水平下,经过预腐蚀的试验件的疲劳寿命平均值减小。

表 1 疲劳试验结果和腐蚀坑测量结果

Table 1 Fatigue lives of experiment and measured values of pit size

编号	新试件 寿命/ 周期	预腐蚀 20 天寿 命/周期	蚀坑尺寸 (2c×a)/ mm	预腐蚀 30 天寿 命/周期	蚀坑尺寸 (2c×a)/ mm
1	57 248	41 878	0.295 5× 0.143 9	28 460	0.348 5× 0.208 3
2	67 229	44 327	0.151 5× 0.151 5	29 740	0.363 6× 0.212 1
3	68 447	43 158	0.197 0× 0.159 1	32 366	0.231 1× 0.238 6
4	68 462	39 972	0.178 0× 0.193 2	27 428	0.128 8× 0.253 8
5	59 500	45 002	0.128 8× 0.121 2	33 112	0.155 3× 0.197 0

2 基于 IDS 的腐蚀构件疲劳寿命计算

2.1 基于 IDS 的裂纹模型

IDS 指的是材料或结构中不连续状态(如制造加工缺陷、擦伤、小孔、夹杂等)的初始尺寸和数量。初始不连续状态与当量初始裂纹尺寸(Equivalent Initial Flaw Size, EIFS)概念相似,并且与造成试件断裂的物理特征紧密联系,有着明确的物理意义。当构件处于腐蚀环境时,可能会出现点蚀或剥蚀,腐蚀损伤不会减少材料的初始缺陷,IDS 作为材料的初始缺陷始终存在。腐蚀坑作为疲劳裂纹的起源,其大小决定着疲劳寿命^[8]。文献[11]的研究结果表明,铝合金材料在腐蚀坑处的疲劳裂纹形成寿命时间相当短,可以忽略不计,疲劳寿命主要是疲劳裂纹扩展寿命。为把腐蚀坑尺寸与疲劳寿命联系起来,把蚀坑看做表面裂纹。图 4 是基于初始不连续状态所建立的 3 种裂纹模型。

建立以下表面裂纹模型(如图 4):裂纹模型 1,由于疲劳裂纹起源于腐蚀坑,当腐蚀时间较少,腐蚀坑比较小时,腐蚀坑的底部散布着小的裂纹,裂纹一般起源于腐蚀坑的底部,这些小的裂纹可以看做是材料的初始不连续的状态,所以,把初始缺陷加在半椭圆腐蚀坑的深度上;裂纹模型 2,当腐蚀时间较长,腐蚀坑的尺寸较大时,腐蚀坑就极

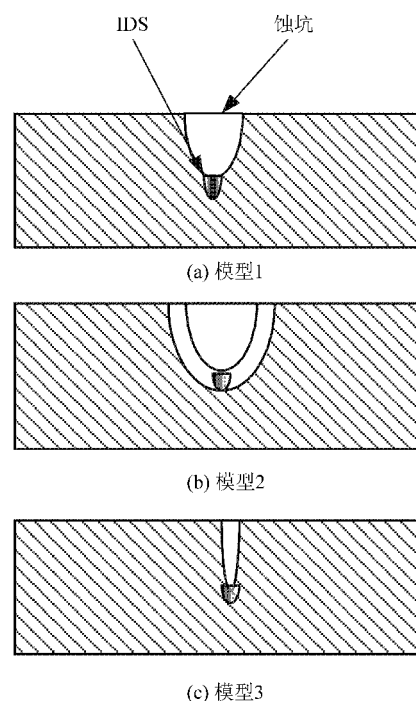


图 4 3 种表面裂纹模型

Fig. 4 Three kinds of edge crack models

不规则,由于腐蚀坑的不规则造成了蚀坑周围的应力集中都比较严重,在建立该模型时把材料的 IDS 加在了腐蚀坑周边建立了半椭圆形裂纹模型;裂纹模型 3,由于很多的文献把腐蚀深度作为腐蚀损伤的描述,这里把腐蚀深度作为主要的特征量建立了该裂纹模型,把初始缺陷只加在了腐蚀深度上建立了半椭圆形裂纹模型;很多的文献直接把腐蚀坑尺寸等效为半椭圆形状的裂纹,所以建立了模型 4(如图 3)。其中模型 1~3 是建立在材料的 IDS 基础上的。裂纹模型 4 是直接吧腐蚀坑的测量尺寸看做表面半椭圆裂纹的尺寸。4 种表面裂纹尺寸如表 2 所示。

表 2 4 种表面裂纹尺寸

Table 2 Four kinds of edge crack sizes

	模型 1	模型 2	模型 3	模型 4
裂纹长度	2c	2c+2IDS	2IDS	2c
裂纹深度	a+IDS	a+IDS	a+IDS	a

2.2 结果与分析

疲劳寿命的计算用基于断裂力学模型的 AFGROW 软件。文献[10,13]对该软件计算结果与试验结果进行了对比,验证其有较高的精度。AFGROW 计算采取的初始表面半椭圆形裂纹尺寸如表 2 所示,其中 IDS 值取其平均值为

0.127 6^[14]。其中文献[14]中所研究的 LY12 材料和本文属于同种材料的同批试验件。本文预腐蚀后的试验件疲劳试验采用的是等幅载荷谱,不用考虑裂纹的闭合效应^[15],所以选择 NASGRO 裂纹扩展模型。计算所用载荷与疲劳试验载荷相同。对于每个试验件通过断面所测得腐蚀坑分别看做 4 种裂纹模型用 AFGROW 软件计算。计算结果见表 3 和表 4。

表 3 腐蚀 20 天试件疲劳寿命计算结果(单位:周期)
Table 3 Calculated results of fatigue life for pre-corroded specimen (20 days) (Unit:Circle)

编号	试验	模型 1	模型 2	模型 3	模型 4
1	41 878	44 800	32 300	48 300	65 200
2	44 327	60 200	37 800	47 500	88 900
3	43 158	52 600	35 100	46 600	76 200
4	39 972	53 200	34 700	43 400	70 800
5	45 002	69 500	42 600	51 100	110 800
均值	42 867	56 060	36 500	47 380	82 380

表 4 腐蚀 30 天试件疲劳寿命计算结果(单位:周期)
Table 4 Calculated results of fatigue life for pre-corroded specimen (30 days) (Unit:Circle)

编号	试验	模型 1	模型 2	模型 3	模型 4
1	28 460	36 300	27 000	42 100	48 900
2	29 740	35 200	26 400	41 800	47 300
3	32 366	41 700	28 800	39 800	54 900
4	27 428	53 900	31 700	38 700	68 600
5	33 112	54 200	34 200	43 000	74 300
均值	30 221	44 260	29 620	41 080	58 800

从表 3 和表 4 可以看出模型 4 计算结果远远大于实际试验结果,而基于 IDS 的 3 种表面裂纹与试验数据吻合较好。腐蚀 20 天的试验件裂纹模型 3 的计算平均值和实际试验平均值吻合较好。腐蚀 30 天试验件的裂纹模型 2 的计算结果平均值和试验结果平均值吻合最好。进一步分析得出,在腐蚀 20 天的其中编号为 1 的试验件和模型 1 的计算结果吻合最好,编号为 4 的试验件模型 2 计算结果较好。腐蚀 30 天的每个试验件用裂纹模型 2 的计算结果都与试验数据吻合很好。通过以上数据观测分析和对比试验件腐蚀坑尺寸可知:编号 1,4 的腐蚀坑尺寸比其他腐蚀 20 天的试验件腐蚀坑偏大。

所以,把腐蚀坑的尺寸直接看做表面裂纹的尺寸是不合理的,本文研究的在腐蚀 20 天和 30 天的两种情况下,3 种建立在初始缺陷基础上的裂纹模型都比不考虑初始缺陷更为接近实际试验寿命。而考虑初始不连续状态的 3 种表面裂纹模型中,哪个模型更为适合? 腐蚀的过程本来就是

随机且腐蚀坑是不规则的,不同的材料腐蚀特性也不相同。说明在一定条件下,随着腐蚀坑的增大,把腐蚀坑看做裂纹模型 2 更为合理些;腐蚀坑较小时模型 3 或者模型 1 相对合理些。所以,很难用一个合适的裂纹模型来描述腐蚀坑。只有把腐蚀坑分组才有可能得出更精确的描述。

3 结 论

(1) 随着预腐蚀时间的增加,腐蚀损伤情况加重。具体体现在:腐蚀坑的面积增大,腐蚀深度增加,腐蚀坑的分布密度也变大。在同一应力水平下,试验件的疲劳寿命减少。

(2) 3 种基于 IDS 的裂纹模型,用 AFGROW 裂纹分析软件计算的疲劳寿命与试验寿命比较吻合。由此可见,把腐蚀坑的尺寸直接看做表面裂纹的尺寸是不合理的,而 3 种基于 IDS 所建立的表面裂纹符合全寿命的实际情况。说明在一定条件下,在考虑初始不连续状态的 3 种表面裂纹模型中,随着腐蚀时间的增长、腐蚀坑的增大,把裂纹看做模型 2 更为合理些。

(3) 很难用一个合适的裂纹模型来描述腐蚀坑。只有把腐蚀坑分组才有可能得出更精确的描述。具体的分组的界限还需进一步研究。

参 考 文 献

- [1] 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):779-781.
Zhang Youhong, Lu Guozhi, Chen Yueliang. Predicting fatigue life from pre-corroded LY12-CZ aluminium test [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(6):779-781. (in Chinese)
- [2] 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 Youhong, Lu 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)
- [3] 谭晓明. 腐蚀环境下飞机结构寿命评估[D]. 烟台:海军航空工程学院,2006.
Tan Xiaoming. Fatigue life prediction of aircraft structure under corrosive environment [D]. Yantai: Naval Aeronautics Engineering Institute, 2006. (in Chinese)
- [4] 贺小帆,刘文琰. 腐蚀条件下使用寿命评定的功能失效概率控制方法[J]. 航空学报,2007,28(4):858-859.
He Xiaofan, Liu Wenting. Failure probability control approach for service life evaluation [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(4):858-859. (in Chinese)
- [5] Yu D Z H, Chen Y L, Yang M S. Preliminary study the

- effect of corrosion and fatigue interaction on aircraft structural integrity [C]//Wu S J, Flewitt P J, Tomkins B, et al. Proceedings of the UK Forum for Engineering Structural Integrity's Ninth International Conference on Engineering Structural Integrity Assessment, Beijing; China Machine Press, 2007; 716-719.
- [6] 陈跃良, 郁大照, 杨茂胜, 等. 含多处损伤搭接结构应力强度因子分析[J]. 航空学报, 2007, 28(3): 615-619.
Chen Yueliang, Yu Dazhao, Yang Maosheng, et al. Finite element analysis of stress intensity factor of lap joint with multiple site damage[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(3): 615-619. (in Chinese)
- [7] 谭晓明, 陈跃良, 段成美. 飞机结构搭接件腐蚀三维裂纹扩展特性分析[J]. 航空学报, 2005, 26(1): 66-69.
Tan Xiaoming, Chen Yueliang, Duan Chengmei. Analysis of growth characterization of 3-D cracks in corroded lap joints aircraft structure[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(1): 66-69. (in Chinese)
- [8] 陈跃良, 杨晓华, 秦海勤. 飞机结构腐蚀损伤分布规律研究[J]. 材料科学与工程, 2002, 20(3): 378-380.
Chen Yueliang, Yang Xiaohua, Qin Haiqin. Study on corrosion damage distribution law of aircraft structure[J]. Materials Science and Engineering, 2002, 20(3): 378-380. (in Chinese)
- [9] Corsetti L V, Duquette D J. The effect of mean stress and environment on corrosion fatigue behavior of 7075-T6 aluminum[J]. Met Trans, 1974, 5(5): 1087-1093.
- [10] Piascik R S, Willard S A. The growth of small corrosion fatigue cracks in alloy 2024[J]. Fatigue Fract Engng Mater Struct, 1994, 17(11): 1247-1259.
- [11] Chen G S, Gao M, Wei R P. Microconstituent-induced pitting corrosion in aluminum alloy 2024-T3[J]. Corrosion Science, 1996, 52(1): 8-15.
- [12] 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: 84-87.
Liu Wenting, Li Yuhai. Assess technology of the system in aircraft structure calendar life[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004: 84-87. (in Chinese)
- [13] Dolley E J, Lee B, Wei R P. The effect of pitting corrosion on fatigue life[J]. Fatigue Fract Eng Mater Struct, 2000, 23(7): 555-560.
- [14] 卞贵学, 陈跃良, 郁大照. LY12 铝合金初始不连续状态[J]. 强度与环境, 2007, 34(5): 58-63.
Bian Guixue, Chen Yueliang, Yu Dazhao. Study on initial discontinuity state of LY12 aluminium alloy[J]. Structure and Environment Engineering, 2007, 34(5): 58-63. (in Chinese)
- [15] 胡家林, 陈跃良, 郁大照. 2024-T3 铝合金初始不连续状态研究[J]. 腐蚀科学与防护技术, 2007, 27(1): 9-11.
Hu Jialin, Chen Yueliang, Yu Dazhao. Study on the initial discontinuity state of 2024-T3 aluminum alloy[J]. Corrosion Science and Protection Technology, 2007, 27(1): 9-11. (in Chinese)

作者简介:

卞贵学(1981—) 男, 硕士研究生。主要研究方向: 腐蚀损伤对飞机结构的影响。

E-mail: bianguixue@163.com

陈跃良(1962—) 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 复杂环境下飞机结构寿命评定、结构疲劳与可靠性。

E-mail: cyl0532@sina.com

(责任编辑: 李铁柏)