

腐蚀环境下飞机结构广义全寿命分析模型*

GENERALIZED HOLISTIC LIFE ASSESSMENT MODEL OF AIRCRAFT STRUCTURE IN CORROSIVE ENVIRONMENTS

张有宏**¹ 吕国志¹ 任克亮^{1,2} 王慧¹ 李仲¹

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 宁夏大学 物理与电气信息工程学院, 银川 750021)

ZHANG YouHong¹ LV GuoZhi¹ REN KeLiang^{1,2} WANG Hui¹ LI Zhong¹

(1. School of Aeronautics, Northwest Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Department of Physics & Electrical Information Engineering, Ningxia University, Yinchuan, 750021, China)

摘要 研究老龄飞机在腐蚀环境下服役的寿命预测方法。针对飞机不同的停放位置与飞行环境,建立详细的环境模型,并对机体上的腐蚀损伤进行测量与统计分析,得到腐蚀损伤随环境和服役时间演化规律的概率模型。利用有限元方法计算得到受腐蚀损伤结构件的受力分布情况,和裂纹扩展分析软件结合起来进行寿命估算。最后应用此方法对坑蚀和剥蚀对机体结构寿命的影响进行算例分析,预测结果和试验结果符合很好。

关键词 飞机结构 腐蚀损伤 统计分析 有限元法 断裂力学 寿命预测

中图分类号 V214 V215.2 215.7

Abstract The life prediction method of aging aircraft served in corrosive environments was investigated. The environment model of aircraft in different aerodrome and flying condition was established. The data values of corrosion damage were measured and statistically analyzed, and then the probabilistic model of corrosion damage evolution was proposed. The FEM (finite element method) was used to calculate the load distribution of aircraft structure subjected corrosion damage, and the results of FEM calculation combined with the software of crack growth analyses, the life cycles were estimated. Using the model proposed by the paper, the effect of pitting corrosion and exfoliation corrosion to life of aircraft structure was analyzed and the predicted results were in good agreement with experimental cycles.

Key words Aircraft structure; Corrosion damage; Statistical analysis; Finite element method; Fracture mechanics; Life prediction

Corresponding author: ZHANG YouHong, E-mail: zyhnpu@163.com

Manuscript received 20051018, in revised form 20060103.

1 引言

很多老龄飞机虽然超过了其服役年限,但由于经济上的原因,依旧在使用。老龄飞机在安全和维修上给使用者带来严重的挑战。影响老龄飞机安全性的一个极其重要的因素是腐蚀损伤,尤其对于沿海地区及海上使用的飞机,遭受的腐蚀损伤更为严重。腐蚀导致机体结构上初始裂纹提前产生,并使裂纹加速扩展,严重降低了机体结构的寿命。由于国内飞机大部分时间是处于停放状态的,因此考虑飞机在停放时产生的腐蚀损伤对机体寿命的影响成为很重要的课题。飞机结构件上的腐蚀损伤是随飞机的服役时间和环境不断演化着的,因此在进行腐蚀损伤构件的寿命预测时,需要将飞机结构的腐蚀演化过程考虑进去,将腐蚀作用和结构表面特征考

虑进去^[1],从而将剩余寿命预测和无损检测结果联系起来,对腐蚀造成的影响进行一种实时的预测,进而更加精确地预测飞机结构寿命及其剩余强度。由于影响飞机腐蚀的因素繁多,而且很难确定,再加上机体结构本身的复杂性,因此至今仍没有一个良好的寿命计算模型。本文介绍的腐蚀环境下广义全寿命分析系统针对此难点进行初步的探索研究。

2 广义全寿命模型框架的构建

腐蚀环境下飞机的广义全寿命模型综合考虑飞机所处的地域、飞行环境、飞机结构件初始工艺情况和服役飞机腐蚀损伤情况,给出服役飞机在遭受腐蚀损伤情况下的机体寿命的预测方法。此模型主要包括两大部分内容,其一,环境/腐蚀模型;其二,腐蚀/寿命预测模型。环境/腐蚀模型是腐蚀/寿命模型的基础,腐蚀/

* 20051018 收到初稿, 20060103 收到修改稿。

** 张有宏,男,1979年5月生,山西怀仁人,汉族。西北工业大学博士研究生,主要从事飞机结构腐蚀疲劳、损伤容限研究及有限元、边界元计算。

寿命模型的预测精度取决于环境模型完整而准确的建立。图 1 给出腐蚀环境下飞机广义全寿命模型分析流程。

2.1 腐蚀环境模型

对停放在沿海地带的飞机,受沿海腐蚀性环境的影响非常严重。腐蚀损伤程度与机场所处纬度、地理位置、当地的气候情况、工业情况、海水成分、海水活动情况等密切相关,这些因素影响着停机坪上飞机结构的腐蚀性小环境。因此应该对各个区间范围的环境参数进行详细测量,获得不同经纬度对应机场位置处的海岸、陆地的降雨信息、风速、地貌以及机体表面情况^[2]。将这些信息与通过无损检测得到的腐蚀损伤数据对应起来,获得不同环境、不同时间下的腐蚀损伤原始数据。

对机体结构上的腐蚀损伤通过两种途径进行研究,其一,通过大量的外场实测,对机体结构上的腐蚀损伤进行测量和拍照,以获得真实服役条件下机体的腐蚀信息。其二,对机体结构材料在实验室环境下进行腐蚀的人工模拟,获得给定试验条件下的腐蚀损伤信息。之后对这些数据进行统计分析,得到腐蚀损伤累积分布函数,进而得到真实和模拟服役环境下的各种腐蚀损伤数值。文献[3]以外场实测数据(见表 1)为基础,对腐蚀损伤深度进行统计分析,发现腐蚀坑深度符合双参数威布尔分布。式(1)给出某结构腐蚀坑统计处理后的累积分布函数的实例。对实验室环境下人工产生的腐蚀损伤深度进行统计分析,也可以发现腐蚀坑深度符合威布尔分布。

$$F(x < d_m) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{x}{\beta}\right)^\alpha\right] \quad (1)$$

其中, d_m 是腐蚀坑深度平均值, $\alpha = 2.1077$, $\beta = 0.94497$ 。

2.2 寿命分析模型

寿命分析模型将工程计算和损伤容限评估结合起来,研究腐蚀对结构寿命降低的影响,它最基本的特点

表 1 机体结构外场检查获得的腐蚀损伤深度数据

Tab.1 Depth of corrosion damage obtained from practical measurements

序号 Rank	d/mm	序号 Rank	d/mm	序号 Rank	d/mm
1	0.5	8	1.1	15	1.7
2	0.6	9	1.1	16	1.7
3	0.6	10	1.2	17	1.8
4	0.7	11	1.3	18	1.9
5	0.8	12	1.4	19	1.9
6	0.9	13	1.5	20	2.0
7	1.0	14	1.6	21	2.2

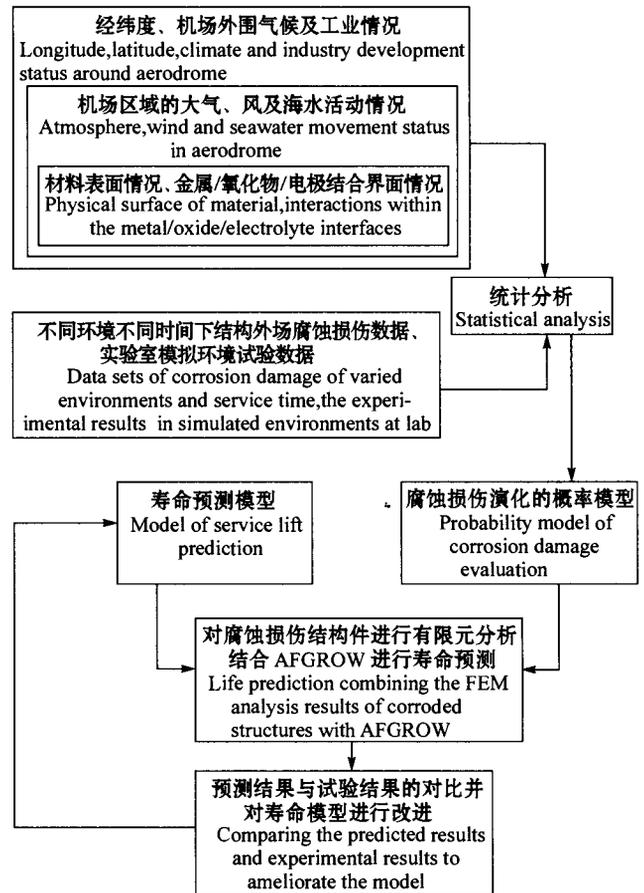


图 1 腐蚀环境下飞机广义全寿命分析模型框架图

Fig.1 Sketch map of the generalized holistic life assessment model in corrosive environments

是考虑老化和疲劳的作用。模型主要的参数包括机体结构初始生产加工状态,以及初始状态在腐蚀环境作用下而产生的诸如结构外形尺寸和受力分布的变化^[5]。总的裂纹扩展量

$$a = a_0 + \Delta a_{corr} + \Delta a_{fat} \quad (2)$$

式中, a_0 是没有腐蚀损伤作用时初始的缺陷尺寸(即初始加工状态), Δa_{corr} 为由于腐蚀作用而产生的腐蚀损伤尺寸增量, Δa_{fat} 为预腐蚀损伤结构在疲劳载荷作用下的裂纹扩展量。

在计算 Δa_{fat} 的时候,将由试验测量得到的主裂纹处腐蚀坑的深度作为初始裂纹长度,展开裂纹扩展分析,由于试验条件的限制,并没有考虑试验件初始加工时存在的缺陷 a_0 ,而是将测量到的初始腐蚀损伤尺寸 Δa_{corr} 直接等效为初始裂纹尺寸进行裂纹扩展模拟,用应力强度因子作为特征量展开分析(公式(3))。

$$\Delta K = \beta_{corr} \Delta \sigma \sqrt{\frac{\pi a_{corr}}{Q}} \quad (3)$$

$$\beta_{corr} = \sigma / \sigma_0 \quad (4)$$

式(3)中, β_{corr} 为应力增大系数, Q 为裂纹形状系数。式(4)中的 σ 为腐蚀影响下结构的局部实际应力, σ_0 为

没有腐蚀影响时结构的局部应力。

考虑腐蚀影响时,首先用有限元方法 (finite element method, FEM) 计算由于腐蚀损伤而造成结构应力集中情况,利用 AFGROW 软件进行裂纹扩展分析时,将应力增大系数的变化情况加入到所施加的疲劳载荷谱中,从而将腐蚀影响因素和疲劳裂纹扩展联系在一起。

3 算例与试验验证

机体结构上的腐蚀损伤随时间和环境而不断演化,通过腐蚀损伤累积分布函数可得到不同服役时间和环境下的腐蚀损伤数值。在进行寿命预测时,将不同服役时间和环境下的腐蚀损伤数值分别“输入”到寿命预测模型中,得到不同时间和环境下遭受腐蚀损伤结构的预测寿命,从而方便地实现结构寿命的“实时”预测。由于老龄飞机机体结构上的腐蚀损伤有很多形式,而剥蚀和坑蚀是两种最主要的腐蚀形式,为此这里分别给出结构遭受坑蚀和剥蚀损伤情况下寿命预测的算例。

3.1 受坑蚀损伤影响的结构寿命预测

对遭受人工预腐蚀损伤的狗骨试验件(材料为 LY12CZ)进行寿命预测。在实验室环境下在试验件上人工产生预腐蚀坑,之后进行疲劳试验加载直到断裂,对试验件采用轴向等幅加载方式,波形为正弦波,疲劳载荷比为 0.02,最大加载应力为 256.4 MPa。测量得到主裂纹成核的腐蚀坑的深度,在进行裂纹扩展分析时,将导致裂纹成核的腐蚀坑等效为平面半椭圆表面裂纹。

依据试验件具体的腐蚀损伤形态,利用有限元软件建立预腐蚀试验件的有限元模型,求解得到图 2 所示路径上的应力增大系数(见图 3);此路径定义的依据是,由试验观测到的最可能发生断裂失效的位置。将其加入 AFGROW 软件中所施加的疲劳载荷谱(和试验谱相同)中进行裂纹扩展分析,为简化计算过程,本文将 β_{cor} 的影响直接与 AFGROW 施加的最大载荷值相乘。预测结果和试验结果列于表 2。

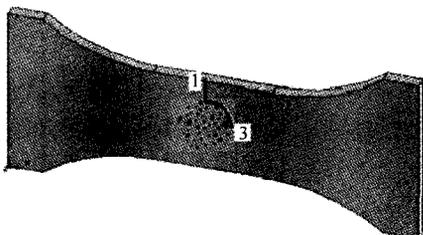


图 2 有限元模型及所定义的路径(所定义的路径为 1—3)

Fig.2 FEM model and the display path (the path is from 1 to 3)

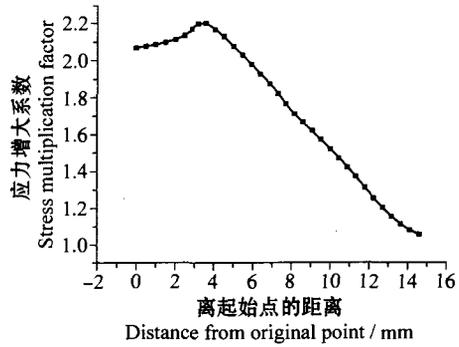


图 3 坑蚀影响的应力增大系数曲线(蚀坑深度为 0.288 6 mm)

Fig.3 Stress correction factor affected by pitting corrosion (the depth is 0.288 6 mm)

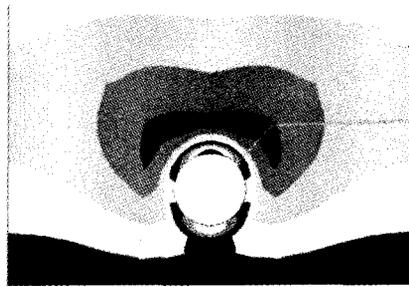


图 4 搭接件通孔处应力云图(图中的灰线为所定义的路径)

Fig.4 Stress plot of maximum principal stress at rivet hole (The gray lines show the display path)

表 2 不同坑蚀损伤情况下预测与试验结果对比

Tab.2 Predicted versus experimental cycles (due to the effect of pitting corrosion)

蚀坑深度 / mm Corrosion pit depth	裂纹长度 / mm Crack length	预测循环数 Predicted cycles	试验结果 Experimental cycles	误差 (%) Error (%)
0	—	—	170 790	—
0.288 6	0.288 6	100 566	121 018	- 16.9
0.67	0.67	64 645	69 304	- 6.7

3.2 受剥蚀损伤影响的结构寿命预测

对机身搭接件的一部分模型加以研究^[6],搭接件所用材料为 2024-T3,此搭接件上遭受剥蚀损伤,2%剥

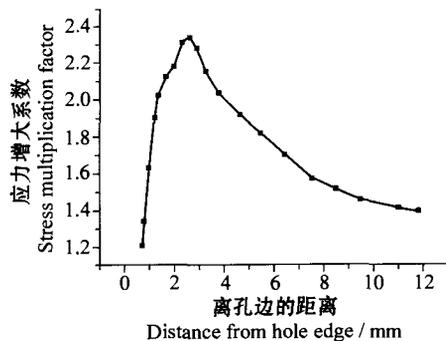


图 5 剥蚀影响的应力增大系数曲线(5% 剥蚀)

Fig.5 Stress correction factor affected by exfoliation corrosion (5%)

表 3 不同剥蚀损伤情况下预测与试验结果对比

Tab.3 Predicted versus experimental cycles (due to the effect of exfoliation corrosion)

剥蚀(%)	裂纹长度/mm	预测循环数	试验结果	误差(%)	
Corrosion	Crack length	Predicted cycles	Experimental cycles	Error(%)	
无	Pristine	0.053 03	359 600	332 800	+ 8.1
2	0.055 12	172 300	160 770	+ 7.2	
5	0.067 36	104 400	104 107	+ 0.3	

蚀是指存在 2% 的厚度损失。选取其中一铆接通孔(见图 4)上的一个角裂纹对整个结构进行寿命预测,利用有限元软件求解得到所定义路径上应力增大系数曲线,如图 5 所示。预测结果和试验结果见表 3。

由以上分析可知,此方法具有相当好的预测精度,可满足工程应用需要。

4 结论

提出腐蚀环境下结构全寿命预测的模型框架,将环境模型与相应的腐蚀损伤信息结合起来,从而建立腐蚀损伤随服役时间和服役环境演化的概率模型。对于概率分布下腐蚀损伤的变化及其相关的寿命预测,由于暂时缺乏试验结果的验证,所以在本文没有详述,只是给出解决此类问题的一个基本思路。

模型将疲劳、裂纹扩展、腐蚀损伤影响和有限元建模分析有机统一。它可以方便准确地预测含腐蚀损伤构件的剩余寿命,由于考虑了各种不同腐蚀环境和构件形态的影响,因此精度较高,是一种前景广阔的腐蚀疲劳评估方法。

由于模型涉及内容繁多,本文只给出模型的初始框架,大量的后续工作有待今后开展。模型的完整建立需要和外场调研结果紧密结合起来,建议在环境模型建立上投入更多的人力物力进行详细的实时测量和分析,进行大量的外场调研和在实验室环境下的模拟试验。

致谢

本文得到黄玉珊先生基金部分资助,特此感谢。

参考文献(References)

- 1 Mills T B, Honeycutt K. Managing damage in the wing: modeling the interaction of exfoliation with static and fatigue loads. Third Joint NASA/FAA/DoD Conference on Aging Aircraft, Albuquerque, New Mexico, 1999.
- 2 Cole I S, Paterson D A, Ganther W D. Holistic model for atmospheric corrosion part 1-theoretical framework for production, transportation and deposition of marine salts. Corrosion Engineering, Science and Technology, 2003, 38 (2): 129 ~ 134.
- 3 陈跃良. 腐蚀对现役飞机结构剩余强度的影响[博士学位论文]. 西安:西北工业大学, 2004. 11.
CHEN YueLiang. The effect of corrosion to the residual strength of the served aircraft structure [Ph D Thesis]. Xi'an: Northwest Polytechnical University, 2004. 11(In Chinese).
- 4 Alyousif O M. Corrosion and corrosion fatigue of Alumium alloys[Ph D Thesis]. USA: Lehigh University, 2002.
- 5 Brooks C L, Honeycutt K, Prost-Domasky S. Case studies for corrosion/fatigue life assessments. Fourth Joint NASA/FAA/DoD Conference on Aging Aircraft, St. Louis, Missouri, May 2000.
- 6 Bellinger N C, Komorowski J P, Benak T J. Residual life predictions of corroded fuselage lap joints. International Journal of Fatigue, 2001, 23(1): S349 ~ S356.