

海军飞机结构当量加速腐蚀试验研究

谭晓明, 穆志韬, 张丹峰, 陈跃良

(海军航空工程学院青岛分院, 山东 青岛 266041)

摘要: 分析了导致海军飞机结构腐蚀的主要因素; 基于飞机地面停放环境谱, 采用某型海军飞机机身背鳍角材在×框连接区模拟件, 在试验室条件下分别进行当量5、10、15、20、30 a的加速腐蚀试验, 并利用显微镜对试件表面涂层、金属基体材料腐蚀情况进行观察和测量。研究表明, 结构件当量加速腐蚀与飞机外场服役的腐蚀特征一致, 当量加速腐蚀试验时间与外场服役年限相匹配时, 基体材料腐蚀程度相当。

关键词: 环境谱; 加速腐蚀试验; 飞机结构

中图分类号: TG174.3⁺1; V216.5 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2008)02-0009-03

Equivalent Accelerated Corrosion Test Study of Navy Aircraft Structure

TAN Xiao-ming, MU Zhi-tao, ZHANG Dan-feng, CHEN Yue-liang

(Qingdao Branch of Naval Aeronautical Engineering Institute, Qingdao 266041, China)

Abstract: The important factor induced corrosion damage of navy aircraft structure was analyzed. Based on the military airport ground environment spectrum, the full scale sample of joint area structure between dorsal fin and frame was tested in laboratory, by use of the accelerated corrosion spectrum. Using XTZ-E microscope, the corrosion characteristic of the coating and base material was inspected and corrosion damage size was measured, after the sample had been accelerated corrosion tested for 5, 10, 15, 20, 30 a respectively. The results showed that the corrosion damage characteristic of the sample in the test was consistent with which in service situations. And damage size was agreeable if accelerated corrosion time matched the service time.

Key words: environment spectrum; accelerated corrosion test; aircraft structure

目前,我军大多数机种的年平均飞行强度仅有日历时间年的1%~3%^[1],有的甚至更低。飞机地面停放时间一般要占到服役时间的97%以上,停放的地面腐蚀环境是导致飞机结构腐蚀损伤的主要因素,因此编制飞机地面停放环境谱是研究飞机结构腐蚀损伤的主要依据及工作内容^[2]。地面停放环境谱是指飞机在地面停放期间所经受的腐蚀环境-时间历程,它应包括地面停放环境中对结构产生腐蚀的各种环境要素的强度、持续性、发生频率以及它

们的组合。

以某型海军飞机为例,选取飞机机身背鳍角材在×框连接区模拟件作为试验件,利用课题组在对收集的气象、环境数据进行分析的基础上获得的加速环境谱,在试验室条件下模拟飞机地面停放环境分别进行加速腐蚀试验。利用显微镜观测可知,当量加速腐蚀5 a,涂层局部起裂失效;当量加速腐蚀10 a,涂层龟裂明显,金属基体材料孔蚀和轻微剥蚀,铆钉头孔蚀;当量加速30 a,基体材料和铆钉头剥蚀严重。通过对比

收稿日期: 2007-11-29

作者简介: 谭晓明(1975-),男,湖南宁乡人,博士,讲师,主要从事飞机结构腐蚀疲劳及寿命可靠性研究。

试验结果与外场使用的实际腐蚀情况,验证加速试验谱和试验方法的可行性和合理性。

1 海军飞机服役环境特点分析

海军机场大都分布在沿海地区,与空军内陆机场相比,受海洋气候影响特别强烈,其特点是:雾季长,温度、湿度较高而且变化大,风、雨天数多,气候变化无常。飞机长期停放在高温、高湿、高盐雾的环境中,有的飞机就停放在海边,水上飞机直接在海上起降,再加上有些机场靠近城市工业区,受附近工厂排出的工业废气的影响,使得海军飞机的使用环境与内陆飞机的服役环境不同,导致海军飞机的腐蚀状况尤为严重^[3,4]。

结构件受环境介质、温度、湿度等因素的影响,其腐蚀环境总体上可分为两大类:气候环境要素和化学环境要素。

1) 气候环境要素。气候环境要素主要有:气温、湿度、降水量、风、雾等。飞机在沿海环境条件下发生的自然腐蚀主要是大气腐蚀,而对大气腐蚀程度有决定性影响的是温度和湿度。

2) 化学环境要素。影响飞机结构腐蚀的化学环境要素主要有:大气污染物(包括 SO_2 、 SO_3 、 H_2S 和 NH_3 ,以 SO_2 为主)、盐雾(Cl^-)。 Cl^- 对离海洋区域较近的机场影响较大,它能吸附在金属件表面。 Cl^- 增大了表面液膜导电性,本身也具有很强的侵蚀性,因而加速了飞机结构中铝、镁合金材料的腐蚀,主要腐蚀形态为孔蚀、晶间腐蚀和剥蚀。 SO_2 主要是由工业污染所引起,因此和机场距离城市远近及风向有关,且季节变化明显,它溶解于金属表面薄液膜中,从而形成 H_2SO_3 和 H_2SO_4 ,对金属具有强腐蚀性。大气中的 SO_2 和 SO_3 还会使降雨形成酸雨。此外,在合金钢件的锈蚀过程中, SO_2 还起到了催化剂的作用。

2 加速腐蚀试验

2.1 试验件

选取海军某型飞机背鳍角材在 \times 框连接区模拟件进行加速腐蚀试验,试验件外形尺寸如图 1 所示,材料为硬铝合金。

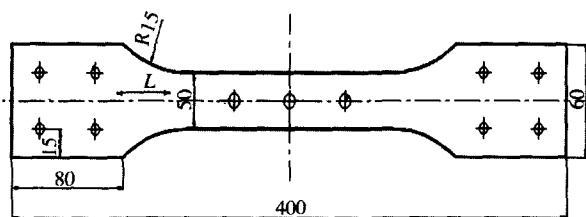


图 1 试件外形和尺寸(单位:mm)

Fig. 1 The configuration and size of the sample

2.2 当量环境谱

该飞机主要在我国东南沿海地区服役,使用环境比较恶劣,属于高温、高湿的“海洋大气+工业大气”环境。在试验室条件下,用酸性 NaCl 溶液周期浸润,模拟飞机服役环境中酸雨干湿交变情况。课题组通过对该飞机服役机场环境数据的收集和处理,得到飞机地面停放环境当量加速谱,试验要求如下。

1) 酸性 NaCl 溶液浸泡:5% 的 NaCl 溶液中加入 5% 的稀硫酸使 $\text{pH} = (4 \pm 0.2)$,溶液温度为 $(40 \pm 2)^\circ\text{C}$;

2) 烘烤:在 40°C 温度和 90% ~ 100% 相对湿度的潮湿空气中,用远红外线灯照射烘干试件,调节远红外线的功率使试件在临近浸入溶液时恰好被烘干。

加速腐蚀试验在 ZJF-75G 型周期浸润腐蚀试验箱内进行,一个加速谱周期为 30 min,浸泡 8 min,溶液外 22 min,当量加速腐蚀时间 1 a 的干湿交变次数为 23 次,当量总时间为 11.5 h。

2.3 试验内容

加速腐蚀试验前用无水乙醇和柔软毛刷擦除试件表面油污,然后用去离子水清洗、烘干。腐蚀试验时,试件水平放置绝缘的试件搁架上,试件考核面向上直接接受远红外线灯照射。为避免环境箱工作环境不均匀对试件的影响,每 12 h 随机交换试件位置一次。

每组试验件均为 5 件,分别加速腐蚀当量 5、10、15、20、30 a 后将试件取出,用去离子水对试件进行清洗,烘干,放入玻璃干燥器中保存备用。

3 试验结果与分析

分别进行当量 5、10、15、20 和 30 a 后,利用

XTZ-E 型体式显微镜进行观察和腐蚀损伤检测,结果见表 1。

表 1 加速腐蚀试验情况

Table 1 The accelerated corrosion test result

腐蚀时间/a	腐蚀情况及损伤尺寸
5	金属表面涂层颜色由原来的深黄色变为浅黄色,在显微镜下观察涂层局部失效,有明显开裂现象,最大损伤尺寸达 3.11 mm,如图 2 所示;基体材料和铆钉头无明显腐蚀损伤。
10	涂层变为浅黄色,在显微镜下观察发现涂层呈龟裂状,最大损伤尺寸 5.53 mm;基体材料发生孔蚀,表面出现多个直径约为 0.1 mm 的半圆形腐蚀坑,并相互连接,损伤尺寸最大为 1.75 mm,如图 3 所示;铆钉头有明显灰色腐蚀斑点。
15	涂层变为淡黄色,龟裂严重,最大腐蚀尺寸达 10.43 mm,如图 4 所示;基体材料多个蚀孔,相互连接在一起,呈明显剥蚀形貌,最大腐蚀尺寸 2.53 mm;铆钉头基体材料剥落。
20	涂层颜色淡黄泛白,涂层粉化,腐蚀溶液颜色发黄;基体材料剥蚀,最大损伤尺寸达 4.78 mm;铆钉头基体剥蚀严重。
30	涂层全部变为灰白色,且多个气泡相互连接,大面积剥落;基体剥蚀严重;铆钉头表面基体材料全部剥落,如图 5 所示。

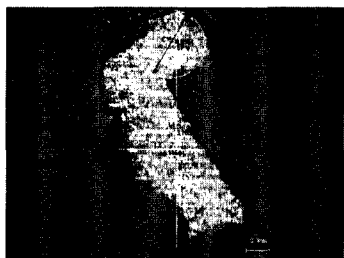


图 2 当量腐蚀 5 a 涂层腐蚀损伤

Fig. 2 The coating corrosion damage at corrosion time 5 a



图 3 当量腐蚀 10 a 基体腐蚀损伤

Fig. 3 The metal material corrosion damage at corrosion time 10 a

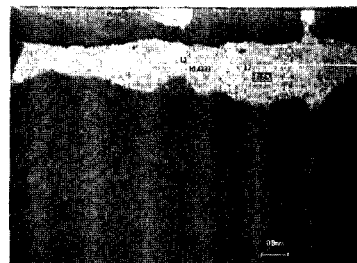


图 4 当量腐蚀 15 a 涂层腐蚀情况

Fig. 4 The coating corrosion damage at corrosion time 15 a



图 5 当量腐蚀 30 a 铆钉头腐蚀情况

Fig. 5 The rivet head corrosion damage at corrosion time 30 a

在加速腐蚀试验前后,分别对同组试件的 5 个试件称重,测量结果见表 2。

表 2 腐蚀失重

Table 2 Mass loss by corrosion

腐蚀损伤	当量腐蚀时间/a				
	5	10	15	20	30
腐蚀前/g	2383	2375	2387	2391	2378
腐蚀后/g	2382	2372	2382	2384	2365
腐蚀失重率 /(g · a ⁻¹)	0.2	0.3	0.333	0.35	0.433

将表 2 中的数据点表示在图 6 中,可见随加速

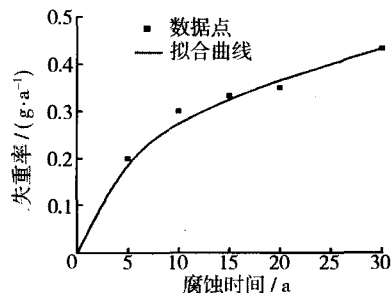


图 6 腐蚀失重速率

Fig. 6 Corrosion rate measured in mass loss

腐蚀时间的增长,腐蚀失重速率呈幂函数增长的趋

(下转第 31 页)

4 系统中存在的主要问题

4.1 数据类型不同

由于系统采用的训练数据是关系数据库的形式,因此对于关系数据库有效地执行数据挖掘是至关重要的。军用车辆装备失效案例的数据类型包括文本、图形、图像等多种,不同的数据挖掘工具只能对特定的数据类型进行规则挖掘,所以一个数据挖掘系统不可能处理各种数据,就需要考虑针对不同的数据类型,建立起特定的数据挖掘系统。

4.2 数据的动态性和数据缺陷

大量的训练案例数据给数据挖掘提供广阔的搜索空间,但同时也增加了产生冗余规则的可能性。单单通过考虑不同类型失效信息之间的关联关系来剔除无效规则,所起到的效果并不是十分明显,有必要找到一种更加有效的限定条件来过滤关联规则,从而使得数据挖掘系统结果更加有效。

5 结语

军用车辆装备失效分析数据挖掘系统通过对军

用车辆装备典型失效案例数据类型的特点进行分析,建立起适于数据挖掘的关系数据库,并通过数据处理、规则处理等手段在一定程度上提高了关联规则的有效性,对军用车辆装备失效分析在一定程度上可起到指导作用。

参考文献:

- [1] LIAO T W, ZHAN Z H, MOUNT C R. 失效模式识别的集成数据库和专家系统[M]. 北京:国防大学出版社, 1999:32.
- [2] 徐元铭,周胜强. 数据库在失效分析辅助专家系统中的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2001, (增刊): 126~127.
- [3] 杨炳儒. 知识工程与知识发现[M]. 北京:冶金工业出版社, 2000:58.
- [4] HAN J W, KAMBER M. 数据挖掘概念与技术[M]. 北京:机械工业出版社, 2001:26.

(上接第11页)

势,假设服从如下规律:

$$\dot{m} = at^b$$

式中: \dot{m} 为腐蚀失重率; t 为加速腐蚀时间。

通过数据拟合,得 $a = 0.11$, $b = 0.408$ 。因此,腐蚀失重率的数学表达式为:

$$\dot{m} = 0.11t^{0.408}$$

4 结语

1) 根据试验结果,当量加速腐蚀5 a,涂层局部起裂失效,与外场使用实际情况基本相符,一定程度上验证了加速谱和加速腐蚀试验方法的有效性。

2) 基体材料当量加速5 a未见明显腐蚀损伤;当量加速到10 a基体材料普遍出现蚀孔和轻微的

剥蚀;当量加速到20 a,多个蚀孔连成一片,剥蚀严重;到30 a,铆钉头表面整体呈剥蚀形貌。

3) 随着加速腐蚀时间的增长,腐蚀失重速率呈幂函数增长趋势。

参考文献:

- [1] 穆志韬,熊玉平. 飞机结构主体材料腐蚀损伤特点分析[J]. 材料保护, 2001, 34(12): 49~50.
- [2] 陈群志,李喜明,刘文珽,等. 飞机结构典型环境腐蚀当量关系研究[J]. 航空学报, 1998, (4): 414~418.
- [3] 周希沅,俞树奎. 飞机结构环境谱初探[J]. 航空学报, 1992, 13(3): A121~A127.
- [4] 刘文珽,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, 2004:71~72.