

文章编号: 1000-6893(2006)04-0646-04

飞机内部腐蚀关键部位加速试验环境谱研究

宋恩鹏^{1,2}, 刘文¹, 杨旭²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

(2. 沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035)

Study on Accelerated Corrosion Test Environment Spectrum for Internal Aircraft Structure

SONG Enpeng^{1,2}, LIU Werrting¹, YANG Xu²

(1. School of Aeronautical Science and Engineering, Beijing University of

Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

(2. Shenyang Aircraft Design and Researcher Institute, Shenyang 110035, China)

摘要: 为进行飞机结构日历寿命体系评定, 针对某型飞机机体结构内部腐蚀关键部位, 对其加速腐蚀试验环境谱进行了研究。提出了适用于内部结构腐蚀关键部位的加速腐蚀试验环境谱, 并进行了加速腐蚀试验, 采用腐蚀程度对比法确定了加速腐蚀试验环境谱与实际飞机使用环境之间的当量关系, 并已成功地将其应用到歼 X 型飞机机体结构的日历寿命评定中。

关键词: 腐蚀; 加速腐蚀; 飞机结构; 环境谱; 当量加速关系

中图分类号: V216.5; V215.5 文献标识码: A

Abstract: To evaluate the calendar life of aircraft structure, an accelerated corrosion test environment spectrum for the critical aircraft component is presented, and the equivalent accelerated relation between the accelerated corrosion environment spectrum and serve time of aircraft structure is established. This method has been successfully used for evaluating the service life of a fighter aircraft.

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

文献[1~4]分别建立了疲劳关键部位和外露腐蚀关键部位的加速腐蚀环境谱。但是, 随着飞机结构日历寿命体系研究的深入, 内部结构的腐蚀问题越来越突出。2000年, 中国某型战斗机结构内部某框由于腐蚀环境非常恶劣, 出现了严重的腐蚀/裂纹故障, 为进行日历寿命评定, 必须建立合理的加速试验环境谱。本文以其为典型研究对象, 在 EXCO 溶液的基础上, 根据其具体局部环境特点, 提出了一种内部腐蚀关键部位的加速环境谱, 并进行了加速腐蚀试验, 用腐蚀程度对比方法建立了加速腐蚀当量关系, 为歼 X 型飞机的日历寿命体系评定奠定了基础。

1 损伤形式与腐蚀因素

(1) 下半框腹板腐蚀损伤形式 歼 X 系列飞机外场腐蚀情况调研结果表明, 外场某框下半框腹板典型的腐蚀损伤形式为:

① 腹板大面积腐蚀。多处涂层失效, 基体产生剥落腐蚀和点蚀, 有较多的灰白色腐蚀产物;

② 腐蚀/裂纹。主要在筋条附近产生, 裂纹为

穿透型, 一般平行于筋条, 有明显的腐蚀痕迹, 出现裂纹的板面腐蚀比较严重, 见图 1。说明腐蚀明显削弱了结构承载能力, 促进了结构裂纹的产生。

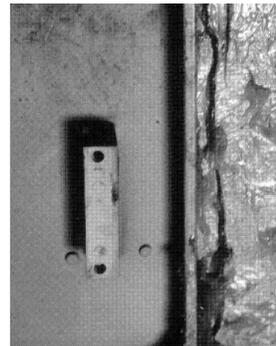


图 1 腐蚀/裂纹故障

Fig 1 Corrosion/crack failure

(2) 腐蚀因素分析

① 由于机身中部蒙皮接缝处密封性能不佳, 地面停放时带有盐、酸成分的雨水渗入并积存在某框部位, 并有积水蒸发的含盐、酸成分的潮湿空气作用;

② 油箱充油、耗油及放油过程中软油箱会与下半框腹板发生摩擦, 会使已起泡的涂层破裂, 加快基体的腐蚀过程;

③ 飞行中腹板承受交变应力, 特别是在筋条附近, 应力水平较高, 在局部产生腐蚀损伤而削弱了承载能力后, 导致裂纹的出现, 产生腐蚀/ 裂纹故障。

2 建立加速试验环境谱

(1) 加速试验环境谱的编制原则 合理的加速环境谱必须满足如下几个原则^[5]:

① 针对具体结构对象, 包含地面停放环境产生腐蚀的主要因素及作用情况, 再现实服役过程出现的腐蚀损伤形式与特征以及腐蚀产物的组成成分;

② 大大缩短实际环境下腐蚀历程的时间, 使加速腐蚀试验周期和费用减少到工程可接受的范围;

③ 能通过合理的准则和方法建立加速试验环境谱与地面停放环境之间的当量关系。

(2) 建立加速试验环境谱的技术途径

① 分析某框下半框腹板局部环境的主要腐蚀因素和腐蚀损伤形式;

② 参考目前已有的涂层加速试验环境谱和金属基体加速试验环境谱, 结合歼 × 系列飞机某框下半框腹板腐蚀环境的特点, 进行适当调整, 摸索确定加速试验环境谱的基本构成;

③ 采用某框下半框腹板模拟试件在加速环境谱下进行腐蚀试验, 通过与外场腐蚀形式进行比较和腐蚀产物能谱分析, 对加速试验环境谱合理性进行检验。

(3) 加速环境谱的构成 结合具体环境特点和外场腐蚀产物能谱分析结果, 通过大量试验的摸索, 在 EXCO 溶液的基础上^[6], 将 HNO₃ 调整为 H₂SO₄, 得到了适用的加速环境谱, 溶液配比为:

NaCl	234 g/L
KNO ₃	50 g/L
浓 H ₂ SO ₄	3 ml/L

保证溶液 pH = 0.4。温度: $T = (43 \pm 2) ^\circ\text{C}$ 。

通常加速谱 1 个周期应能代表使用 1 年左右。考虑到沿海机场与内陆机场环境明显不同, 应使加速谱 1 个周期代表沿海机场不足 1 年, 内陆机场超过 1 年。以此为原则, 经过调整后, 加速试验环境谱 1 个周期由如下两部分构成:

① 溶液浸泡 2 天;

② 常温疲劳: 室温大气环境下施加恒幅载荷若干次, $f = 4 \text{ Hz}$ 。

3 加速腐蚀试验与结果分析

(1) 加速腐蚀试验 模拟某框材料、结构、防

腐特点, 加工图 2、图 3 所示两种试件, 试件材料为 LC4 锻件, 表面涂 1# 航空底漆; 其中平板试件用于模拟下腹板筋条间的平板部分, 用于腐蚀损伤的再现; 而带筋试件主要模拟筋条附近, 用于腐蚀/ 裂纹故障的再现。

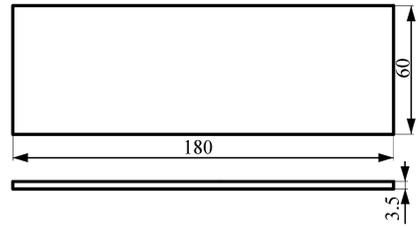


图 2 平板试件试验件

Fig. 2 The flat specimen

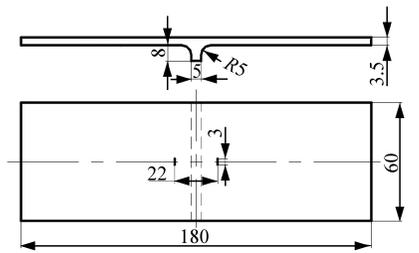


图 3 带筋试件

Fig. 3 The stiffened specimen

应力水平由结构有限元分析得到, 将各级载荷向载荷谱中较高级的载荷进行了等损伤折算, 其中平板试件应力水平为 $(\sigma_{\max}, \sigma_{\min}) = (120, 12.0) \text{ MPa}$; 带筋试件 $(\sigma_{\max}, \sigma_{\min}) = (240, 24.0) \text{ MPa}$ 。每组试件为 5 件。在上述环境谱下进行了 10 个周期以上的加速腐蚀试验, 直至出现与外场同样程度的腐蚀损伤。典型腐蚀损伤形式见图 4 图 5。

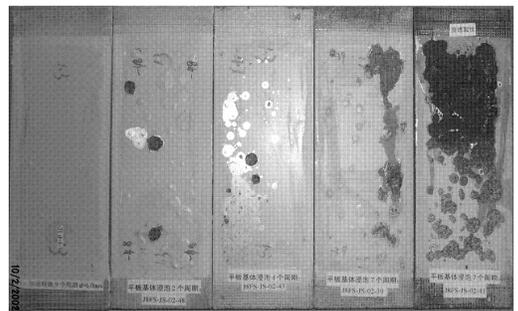


图 4 平板试件不同周期涂层腐蚀损伤情况

Fig. 4 Corrosion damage of flat specimen on different cycles

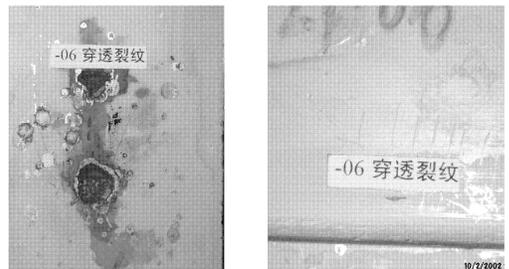


图 5 带筋试件穿透裂纹

Fig. 5 The crack of the stiffened specimen

(2) 腐蚀损伤形式的一致性分析

① 腹板腐蚀损伤形式的一致性分析 平板试件加速腐蚀试验中出现的点蚀、剥落腐蚀以及腐蚀/裂纹等腐蚀情况以及腐蚀产物形态与外场腐蚀情况基本一致,较好的再现了外场某框下半框腹板的腐蚀情况;

② 带筋试件腐蚀/裂纹形态的一致性 加速腐蚀试验得到的试件失效形式表现为蚀坑+ 穿透裂纹,基本再现了外场某框下腹板筋条附近的腐蚀/裂纹故障形式;

③ 腐蚀产物的一致性分析 对加速腐蚀 1, 2, 3, 6 个周期的腐蚀产物进行能谱分析,结果表明加速腐蚀产物成分和外场腐蚀产物的成分没有明显差别,特别是对应相同使用年限的外场与加速试验的腐蚀产物中出现的 S 和 Cl,在腐蚀产物中的含量基本相同,从而进一步证明加速环境谱的合理性。

4 当量加速关系

(1) 当量加速关系的确定方法 采用腐蚀程度对比法确定当量加速关系。由于无法准确得到外场和试验室环境下的涂层失效时间,从而由试验室加速腐蚀数据确定腐蚀动力学规律参数,反推加速腐蚀涂层失效时间 t_0 ; 假定外场环境与实验室加速环境下,腐蚀深度大致相同时,涂层失效时间占总腐蚀时间的比例一致。用实验室确定的涂层失效时间在总时间中的比例 K 确定外场结构的涂层失效时间 T_0 , 则当量加速关系为 $K = T_0/t_0$ 。具体过程如下:

① 加速腐蚀涂层失效时间 t_0 的确定 腐蚀动力学规律为

$$d = a(t - t_0)^{\alpha} \quad (1)$$

式中: t 为加速腐蚀时间(周期); d 为腐蚀深度(mm); t_0 为涂层失效时间(周期); a, α 为曲线参数。

将式(1)两边取对数转化为线性方程

$$\ln d = \ln a + \alpha \ln(t - t_0) \quad (2)$$

在测得了若干腐蚀时间 t_i 对应的试件最大深度 d_i ($i = 1, 2, \dots, n$) 后, 记 $y_i = \ln d_i, x_i = \ln(t_i - t_0)$, 回归分析相关系数为

$$r = \frac{l_{xy}}{\sqrt{l_{xx} l_{yy}}}$$

式中: $l_{xy} = \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})$;

$$l_{xx} = \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2; l_{yy} = \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2;$$

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i; \bar{y} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n y_i$$

显然, r 是 t_0 的函数, 由相关系数取极值: $r =$

$\max(r)$ 确定 t_0 。

$$\frac{\partial \ln r}{\partial t_0} = 0 \Rightarrow \frac{1}{l_{xy}} \left[\sum_{i=1}^n \left(\frac{\ln d_i}{t_i - t_0} \right) - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left(\frac{1}{t_i - t_0} \right) \cdot \sum_{i=1}^n \ln d_i \right] - \frac{1}{l_{xx}} \left[\sum_{i=1}^n \left(\frac{\ln(t_i - t_0)}{t_i - t_0} \right) - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \ln(t_i - t_0) \sum_{i=1}^n \left(\frac{1}{t_i - t_0} \right) \right] = 0 \quad (3)$$

对式(3)进行数值求解,可以得到 t_0 。于是 $\hat{\alpha} = \frac{l_{xy}}{l_{xx}}, \ln \hat{a} = \bar{y} - \hat{\alpha} \bar{x}$ 。

从而每个试件的涂层失效时间 $t_{0,j}$ ($j = 1, \dots, m_i$) (m_i 为加速腐蚀试件数) 构成一个样本, 可以对其进行参数估计。

② 外场涂层失效周期 T_0 与涂层失效时间的分散性相比, ①中得到的腐蚀动力学参数的分散性小得多, 从而将上述参数作为真值处理。给定腐蚀深度 d_i , 由每个试件腐蚀动力学规律得到每个试件对应的腐蚀时间 $t_{i,j}$ 以及试验室加速腐蚀下每个试件涂层失效时间与总时间的比

$$t_{i,j} = t_{0,j} + \left(\frac{d_i}{a_j} \right)^{1/\alpha_j}, \quad k_{i,j} = \frac{t_{0,j}}{t_{i,j}} \Big|_{d(t_{i,j})=d_j} \quad (4)$$

式中: i 表示腐蚀深度序号; j 表示试件号。

取

$$\ln k_i = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n \ln k_{i,j} \Big|_{d_i} = \ln \bar{k}_{i,j} \Rightarrow k_i = e^{\ln \bar{k}_i} \quad (5)$$

为综合各个试件结果后的比例关系。

取 d_i 为外场每架飞机该部位最大腐蚀深度, 则 k_i 为该部位涂层失效时间与总时间的比, 从而可以得到外场每个试件的涂层失效时间

$$T_{0,i} = T k_i \quad (6)$$

$T_{0,i}$ 构成一个样本, 可用于进行外场涂层失效时间的参数估计。

补充说明一点, 腐蚀深度是通过原始厚度与清除蚀坑后的厚度测量值之差得到的。

(2) 加速腐蚀试验数据处理 平板试件金属基体加速腐蚀深度数据见图6。按式(1)~式(3)

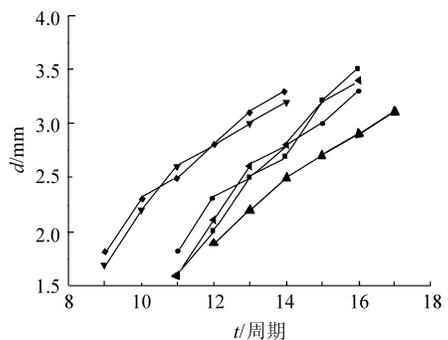


图 6 加速腐蚀试验结果

Fig 6 accelerated corrosion test result

得到加速腐蚀动力学参数, 见表 1。

表 1 加速腐蚀动力学参数

Table 1 Kinetics parameters of accelerated corrosion

参数	$\ln a$	α	$t_0/\text{周期}$	r
试件 1	0 152 62	0 583 82	9 3	0 986
试件 2	0 286 55	0 462 14	8 9	0 995
试件 3	0 353 30	0 389 44	9 9	0 996
试件 4	0 318 07	0 455 92	7 3	0 994
试件 5	0 401 29	0 369 07	6 8	0 997
试件 6	0 465 44	0 429 60	8 6	0 999

(3) 当量加速关系的确定 对停放环境相对恶劣的机场使用的 66 架飞机, 使用年限 5~21 年的某框下半框腹板腐蚀程度进行了详细检查。通过检查发现, 沿海机场(内陆湿热地区机场)和内陆机场(内陆非湿热机场)该部位的腐蚀程度有很大的差别, 如果使用统一的当量加速关系, 则无法保证寿命评定结果的可靠性。因此, 在确定当量加速关系时, 按机场环境分为下述两种情况:

- ① 沿海机场(含内陆湿热地区机场);
- ② 内陆机场(内陆非湿热机场)。

将外场和实验室加速腐蚀涂层失效时间进行统计对比确定当量加速关系。假定涂层失效时间服从对数正态分布, 则实验室和外场涂层分布规律参数估计结果见表 2。

表 2 涂层失效时间分布参数

Table 2 Distribution parameters of coat abate times T_{50}

分组	样本容量	T_{50}/a
加速腐蚀	6	8 43
内陆机场	54	13 85
沿海机场	12	6 30

而当量加速关系为:

① 内陆机场 $K = 13.85/8.43 = 1.64$ (年/周期)。从偏保守的角度出发取 $K = 1.5$ (年/周期), 即有 $T(\text{年}) = 1.5t(\text{周期})$, 加速腐蚀 1 个周期相当于外场服役 1.5 年。

② 沿海机场 $K = 6.3/8.43 = 0.75$ (年/周期)。即当量加速关系为加速腐蚀 1 个周期相当于外场服役 0.75 年。

③ 载荷作用次数的调整 沿海、内陆机场当

量加速关系不同, 对应的每周周期载荷作用次数应根据当量加速关系进行折算, 内陆机场每周周期作用 1 000 次, 则沿海机场相应调整为每周周期作用 500 次。

参 考 文 献

- [1] Wanhill R J H, Luccia J J De. An AGARD-coordinated corrosion fatigue cooperative testing programme (CFCTP) [R]. AD-A113731, AGARD-R-695, 1982.
- [2] 刘文, 蒋冬滨. 飞机结构关键危险部位加速腐蚀试验环境谱研究[J]. 航空学报, 1998, 19(4): 434-438.
Liu W T, Jiang D B. Study on accelerated corrosion test environment spectrum for critical area [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(4): 434-438. (in Chinese)
- [3] Miller R N, Schuessler R L. Predicting service life of aircraft coating in various environments[J]. Corrosion, 1989, 45(4): 17-21.
- [4] 刘文, 李玉海, 陈群志. 飞机结构腐蚀部位涂层加速试验环境谱研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(1): 109-112.
Liu W T, Li Y H, Chen Q Z. Accelerated corrosion environmental spectrums for testing surface coatings of critical areas of flight aircraft structures [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(1): 109-112. (in Chinese)
- [5] 刘文, 李玉海著. 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 W T, Li Y H. Evaluating technique for calendar life system of aircraft structures [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004. (in Chinese)
- [6] ASTM G34-90, Standard test method for exfoliation corrosion susceptibility in 2XXX and 7XXX series aluminum alloys (EXCO test) [S]. USA, 1990.

作者简介:



宋恩鹏(1961-) 1982年毕业于西安交通大学。现工作在沈阳飞机设计研究所。主要从事飞机结构强度工作重点研究结构疲劳寿命和复合材料结构强度。

(责任编辑: 李铁柏)