

典型飞机结构腐蚀损伤模拟件修理前后疲劳寿命研究

陈群志, 杨蕊琴, 张 蕾, 房振乾

(北京航空工程技术研究中心, 北京 100076)

摘 要: 采用加速腐蚀试验与疲劳试验相结合的方法, 对典型飞机腐蚀失效关键结构模拟件腐蚀修理前后的疲劳寿命进行了研究。结果表明, 与未腐蚀状态相比, 含腐蚀损伤模拟件的疲劳寿命均值和 95% 置信度下的单侧置信下限分别降低 16.9% 和 47.4%, 经过腐蚀修理后其疲劳寿命均值和 95% 置信度下限的单侧置信分别下降 21.4% 和 28.9%。含腐蚀损伤模拟件的疲劳寿命分散性显著增大, 但经过修理后疲劳寿命分散性得到明显改善。

关键词: 飞机结构; 腐蚀; 疲劳寿命; 分散性; 修理

中图分类号: TG172.9; V215.5

文献标识码: A

文章编号: 1007-9289(2011)04-0076-04

Fatigue Life of Corroded Simulative Components for Typical Aircraft Structures Before and After Overhaul

CHEN Qun-zhi, YANG Rui-qin, ZHANG Lei, FANG Zhen-qian

(Beijing Aeronautical Technology Research Center, Beijing 100076)

Abstract: The fatigue life of the simulative components for typical aircraft corrosion failure key structures before and after overhaul was thoroughly investigated using the accelerated corrosion test and fatigue test combination methods. The results showed that compared with the original simulative components, the mean fatigue life and the lower one-sided 95 percent confidence limit of the corroded ones before and after overhaul decrease 16.9%, 47.4% and 21.4%, 28.9%, respectively. The fatigue life dispersivity of the corroded simulative components is obviously higher than that of the original ones, but it is distinctly improved after overhaul.

Key words: aircraft structure; corrosion; fatigue life; dispersivity; overhaul

0 引 言

飞机会普遍出现不同程度的腐蚀问题, 有些机种关键承力结构还发生了严重的腐蚀故障。结构腐蚀是影响和制约飞机安全飞行、使用维护与经济修理的主要因素^[1,2]。研究表明, 腐蚀会导致飞机结构静强度和疲劳寿命大幅降低^[3,4]。然而, 现有的飞机结构强度规范及定寿结论基本上是针对一般环境而言的, 未能计及腐蚀环境与载荷的作用, 给出的疲劳寿命不能直接用于沿海、湿热等腐蚀环境较严酷地区使用的飞机, 否则将会产生不安全的结果^[1]。因此, 研究腐蚀环境对飞机结构疲劳寿命的影响, 并对常规环境下的疲劳定寿结果给予修正具有重要意义。

1 试 验

1.1 试验件

试验件为典型飞机外露结构腐蚀失效关键部位模拟件, 如图 1 所示。其中零件-1、-2 和-3 为带连接孔的搭接平板; 零件-1 和-2 采用 7050-T7451 铝合金板材加工, 零件-3 采用 2024-T62 铝合金板材加工。连接件选用飞机结构中常用的 4 种紧固件, 分别为铆钉、高锁螺栓、十字半沉头螺栓和托板螺栓。共安排 3 组, 分别用 O、A 和 B 表示。其中 O 组: 原始状态、未腐蚀; A 组: 腐蚀 8 个试验周期; B 组: 腐蚀 8 个试验周期后按照大修技术条件进行修理。

模拟件表面处理: 零件-1、-2 和-3 先进行阳极化处理, 然后零件-1 涂 H06-2 锌黄底漆; 零件-2 涂 S06-1010H 底漆; 零件-3 涂 W06-2II 底漆, 在装配完成后涂 TS96-71 面漆, 零件-3 为模拟件的重点考核部位。

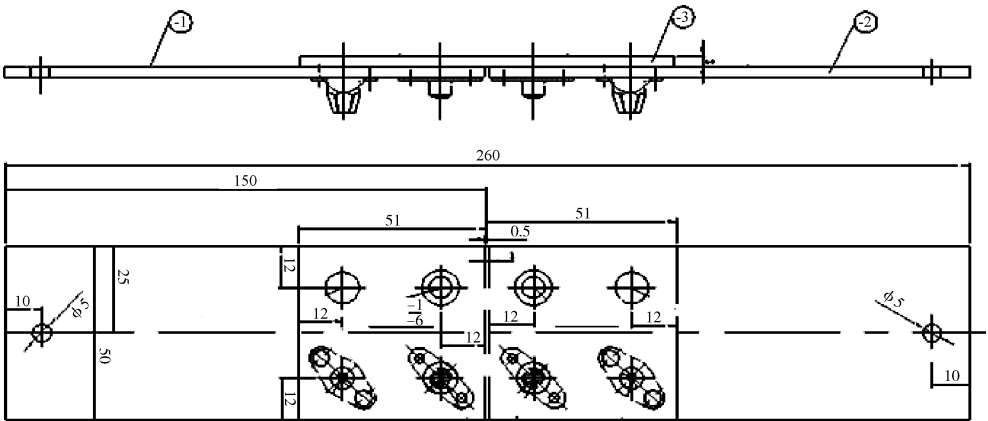


图 1 模拟件示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the simulative components

1.2 加速腐蚀试验方法

飞机外部结构会受到湿热、紫外线、温度冲击、盐雾和低温疲劳等多种因素的综合作用。参照国内外有关试验方法^[1],给出了如图 2 所示的加速腐蚀试验方法及其环境谱流程。一个完整的加速腐蚀试验周期,由湿热暴露试验、紫外线照射试验、热冲击试验、低温拉伸疲劳试验、盐雾试验 5 个部分组成。

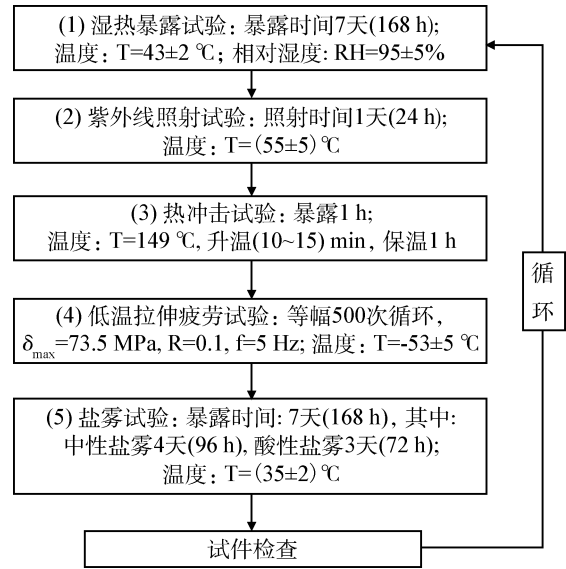


图 2 加速腐蚀试验流程图

Fig. 2 Flow chart of accelerated corrosion test

O 组模拟件为原始状态,不进行加速腐蚀试验。A 和 B 组模拟件在完成第 8 个试验周期后,在紧固件表面及周围涂层均出现了比较明显的腐蚀损伤,停止腐蚀试验。对 B 组模拟件按照大

修技术条件进行腐蚀修理,即对腐蚀部位进行打磨除去腐蚀产物,然后重新进行防腐处理。O 组、A 组和 B 组模拟件的表面形貌如图 3 所示。

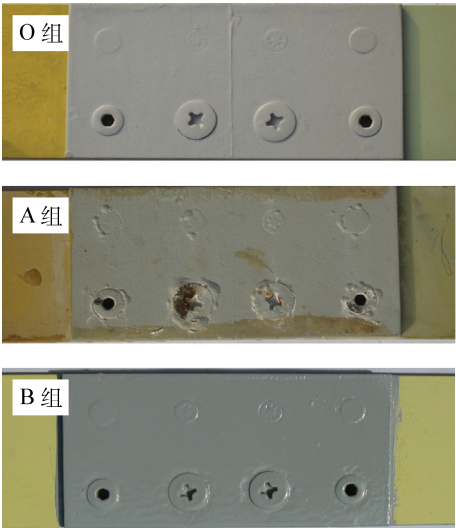


图 3 模拟件的表面形貌 (O) 未腐蚀, (A) 腐蚀 8 个周期及 (B) 腐蚀 8 个周期并修理

Fig. 3 Surface morphologies of simulative components (O) no corrosion, (A) 8 cycles of corrosion and (B) 8 cycles of corrosion and repaired

1.3 疲劳试验方法

在实验室常规环境下对 O 组、A 组和 B 组模拟件进行疲劳试验,试验条件如下:

- (1) 温度:室温;相对湿度 $RH=(70\pm5)\%$;
- (2) 载荷谱:等幅谱, $\sigma_{\max}=73.5\text{ MPa}$ (指毛截面积上的名义应力),应力比 $R=0.1$;
- (3) 加载方式:轴向拉-拉加载;

(4) 加载波形:正弦波,加载频率 $f=10\text{Hz}$ 。

1.4 试验设备

- (1) 500KN MTS810 液压伺服疲劳试验机;
- (2) H1200C 温湿交变试验箱;
- (3) UR2600 紫外线老化试验箱;
- (4) DCTC1200P 盐雾腐蚀试验箱。

2 模拟件的腐蚀情况及疲劳试验结果

2.1 腐蚀情况

模拟件的腐蚀主要集中在紧固件周围。其具体失效形式为:涂层粉化、鼓包、开裂、脱落和金属基体腐蚀;腐蚀损伤发展过程为:涂层的局部鼓包、破裂,在涂层破裂处金属基体出现针状点蚀,随着腐蚀试验周期增加,点蚀坑逐渐向纵深方向发展,转变为晶间腐蚀,导致叶状分层,最终在宏观上呈现出明显的剥蚀特征,并有大量粉末状腐蚀产物。

经过 8 个试验周期的腐蚀后,在零件-1、-2 和-3 的 4 种紧固件周围的涂层均出现了大小不等的鼓包。个别十字半沉头螺栓周围因涂层鼓包破裂而出现铝合金基体的腐蚀,可观察到灰白色腐蚀产物的堆积。托板螺栓在螺栓中心因涂层不完整而出现锈蚀现象。铆钉和高锁螺栓周围仅个别出现小尺寸的涂层鼓包。而在紧固件周围以外的区域的涂层则基本完好,未出现明显失效现象。

2.2 疲劳试验结果

O 组、A 组和 B 组模拟件疲劳试验数据及其统计结果分别如图 4 和表 1 所示。

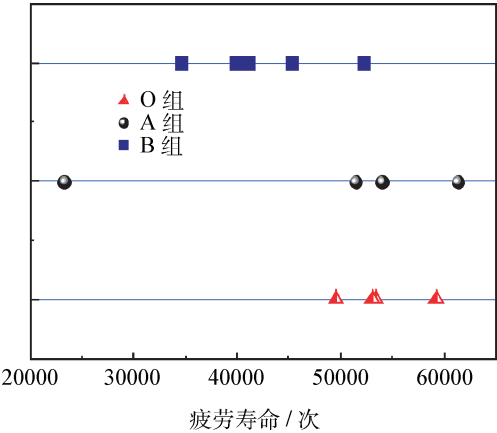


图 4 模拟件疲劳试验寿命

Fig. 4 Fatigue life of the simulative components

表 1 疲劳寿命统计结果

Table 1 Statistics result of fatigue life

统计参量	O 组	A 组	B 组
n 样本大小	5	4	5
$\bar{x}$ 对数疲劳寿命均值	4.7296	4.6495	4.6252
S 样本标准差	0.0275	0.1912	0.0665
N_{50} 中值疲劳寿命/次	53653	44617	42189

3 试验数据统计分析

3.1 统计分析方法

由疲劳理论可知,飞机结构件的疲劳寿命服从对数正态分布,因此,可按照对数正态分布对各组模拟件的疲劳寿命进行统计分析。

首先取显著度 $\alpha=0.05$,采用 F 检验法对三组不同状态模拟件的疲劳寿命进行方差齐性检验,然后采用 t 检验法进行均值检验。

3.2 方差齐性检验

(1) O 组模拟件与 A 组模拟件

假设: $H_0: \sigma_O^2 = \sigma_A^2, H_1: \sigma_O^2 \neq \sigma_A^2$

根据统计理论,拒绝域为:

$F \geq F_{\alpha/2}(n_O - 1, n_A - 1)$

或 $F \leq F_{1-\alpha/2}(n_O - 1, n_A - 1)$

$F = \frac{s_O^2}{s_A^2} = 0.0207$

查 F 分布表得:

$F_{\alpha/2}(n_O - 1, n_A - 1) = F_{0.025}(4, 3) = 15.44$

$F_{1-\alpha/2}(n_O - 1, n_A - 1) = \frac{1}{F_{\alpha/2}(n_A - 1, n_O - 1)} = 0.1002$

$F = 0.0207 < F_{\alpha/2}(n_O - 1, n_A - 1)$

$= 15.44$

$F = 0.0207 < F_{1-\alpha/2}(n_O - 1, n_A - 1)$

$= 0.1002$

方差齐性检验结果表明,与 O 组模拟件相比,A 组模拟件的疲劳寿命分散性有显著变化。这说明,腐蚀后模拟件的疲劳寿命分散性明显增加。

(2) O 组模拟件与 B 组模拟件

假设: $H_0: \sigma_O^2 = \sigma_B^2, H_1: \sigma_O^2 \neq \sigma_B^2$

根据统计理论,拒绝域为:

$F \geq F_{\alpha/2}(n_O - 1, n_B - 1)$

或 $F \leq F_{1-\frac{\alpha}{2}}(n_O-1, n_B-1)$

$$F = \frac{s_O^2}{s_B^2} = 0.1710$$

查 F 分布表得,

$$F_{\frac{\alpha}{2}}(n_O-1, n_B-1) = 9.6$$
$$F_{1-\frac{\alpha}{2}}(n_O-1, n_B-1) = \frac{1}{F_{\frac{\alpha}{2}}(n_B-1, n_O-1)}$$
$$= 0.1042$$
$$F = 0.1710 < F_{\frac{\alpha}{2}}(n_O-1, n_B-1) = 9.6$$
$$F = 0.1710 > F_{1-\frac{\alpha}{2}}(n_O-1, n_B-1)$$
$$= 0.1042$$

方差齐性检验结果表明,与 O 组模拟件相比,B 组模拟件的疲劳寿命分散性没有显著变化。这说明含腐蚀损伤的模拟件经过修理后,其疲劳寿命分散性得到明显改善。

3.3 均值检验

上述方差检验结果说明,与 O 组模拟件相比,A 组模拟件疲劳寿命分散性明显增加,而 B 组模拟件疲劳寿命分散性变化不大。因此,下面只对 O、B 两组模拟件疲劳寿命均值进行假设检验。

假设: $H_0: \mu_O^2 - \mu_B^2 = 0, H_1: \mu_O^2 - \mu_B^2 \neq 0$

根据统计理论,拒绝域为:

$$|t| \geq t_{\frac{\alpha}{2}}(n_O + n_B - 2)$$
$$t = \frac{\bar{x}_O - \bar{x}_B}{s_w \sqrt{\frac{1}{n_O} + \frac{1}{n_B}}}, \text{ 其中:}$$
$$s_w^2 = \frac{(n_O - 1)s_O^2 + (n_B - 1)s_B^2}{n_O + n_B - 2}$$

将表 1 的数据代入上式得: $t = 3.2373$

查 t 分布表得, $t_{\frac{\alpha}{2}}(n_O + n_B - 2) = 2.3060$

$t = 3.2373 > t_{\frac{\alpha}{2}}(n_O + n_B - 2) = 2.3060$

均值检验结果表明,与 O 组模拟件相比,B 组模拟件的对数疲劳寿命均值有显著变化。这说明,含腐蚀损伤模拟件即使经过腐蚀修理后,疲劳寿命仍然会有明显下降。

3.4 疲劳寿命均值和 95%置信度下的单侧置信下限

根据统计理论,对数疲劳寿命的单侧置信下限可用下式来表示:

$$\mu_{xx} = \bar{x} - \frac{s}{\sqrt{n}} t_{\alpha}(n-1)$$

取显著度 $\alpha = 0.05$,查 t 分布表得: $t_{0.05}(4)$

$= 2.1318, t_{0.05}(3) = 2.3534。$

O 组、A 组和 B 组模拟件的疲劳寿命均值和 95 %置信度下的单侧置信下限统计结果如表 2 所示。与 O 组模拟件相比,含腐蚀损伤和经过修理后的 A、B 组模拟件的疲劳寿命均值和 95%置信度下的单侧置信下限分别下降了 16.9 %、47.4 %和 21.4 %、28.9 %。

表 2 疲劳寿命均值和 95%置信度下的单侧置信下限
Table 2 Mean fatigue life and the lower one-sided 95 percent confidence limit

统计参量	O 组	A 组	B 组
N_{50} /次	53659	44617	42189
μ_{95}	4.7034	4.4245	4.5552
N_{95} /次	50512	26576	35908

4 结 论

(1) 相对未腐蚀状态而言,含腐蚀损伤模拟件的疲劳寿命分散性明显增大;但经过腐蚀修理后其疲劳寿命分散性有明显改善,即经过腐蚀修理能够降低其疲劳寿命分散性。

(2) 与未腐蚀状态相比,含腐蚀损伤模拟件的疲劳寿命均值下降 16.9 %,95%置信度下的疲劳寿命单侧置信下限降低 47.4 %;经过修理后其疲劳寿命均值下降 21.4 %,95%置信度下的疲劳寿命单侧置信下限降低 28.9 %。

参考文献

[1] 陈群志. 典型飞机结构日历寿命评定方法与延寿技术研究 [R]. 中国科学院金属研究所博士后研究工作报告, 2005.

[2] 陈群志, 黄卫华, 韩恩厚, 等. 典型飞机内腔结构腐蚀原因分析及防腐改进 [J]. 装备环境工程, 2007, 4(2): 47-50.

[3] 陈群志, 刘文珽, 徐晓飞, 等. 预腐蚀对飞机结构寿命影响研究 [J]. 固体力学学报, 1998, 12(19): 38-43.

[4] 陈群志, 杨蕊琴, 李国元, 等. 腐蚀对 30CrMnSiNi2A 钢结构疲劳寿命的影响 [J]. 装备环境工程, 2007, 4(5): 7-9.