

环境对某型飞机典型结构部位疲劳寿命影响分析

慕仙莲, 胡杨, 张登, 赵连红, 刘成臣, 刘元海, 王浩伟

(中国特种飞行器研究所 结构腐蚀防护与控制航空科技重点实验室, 湖北 荆门 448035)

摘要: **目的** 研究环境对飞机典型结构部位疲劳寿命的影响。**方法** 选取某型飞机机身连接壁板、机翼壁板、机翼内部大梁结构、平尾接头及垂尾接头的典型模拟件为研究对象, 开展实验室加速腐蚀与随机载荷谱交替试验、载荷谱疲劳试验, 分析环境对典型结构部位模拟件表面涂层损伤、疲劳断裂位置、疲劳源及中值寿命的影响, 建立环境对结构部位疲劳寿命影响关系。**结果** 采用载荷作用后结构部位模拟件疲劳中值寿命与加速腐蚀环境-疲劳寿命后试样的疲劳中值寿命比值, 估算环境对结构部位模拟件疲劳寿命的影响, 比值 $k=1.2\sim 2.5$, 且比值 k 越大, 说明环境对试样的疲劳寿命影响越大。**结论** 采用载荷作用后结构部位模拟件疲劳中值寿命与加速环境-疲劳寿命后试样的疲劳中值寿命比值, 可初步估算环境对结构部位模拟件疲劳寿命的影响, 且试验结果表明, 外部环境较内部环境对试样疲劳寿命的影响更大。

关键词: 环境; 随机载荷谱; 涂层损伤; 中值寿命

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2019.12.018

中图分类号: TG172

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2019)12-0108-10

Influences of Environment on Fatigue Life of a Typical Aircraft

MU Xian-lian, HU Yang, ZHANG Deng, ZHAO Lian-hong, LIU Cheng-chen, LIU Yuan-hai, WANG Hao-wei
(Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Structure Corrosion Prevention and Control,
China Special Vehicle Research Institute, Jingmen 448035, China)

ABSTRACT: Objective To research the effects of environment on the fatigue life of typical structures of aircraft. **Method** Typical simulated parts of the fuselage connected with the wall plate, the wing wall, the structure of the girder inside the wing, the horizontal tail and vertical fin joint were selected as the research object to carry out laboratory accelerated corrosion and alternating test of random load spectrum and load spectrum fatigue test to analyze the influences of environment on the surface coating damage, fatigue fracture location, fatigue source and the median life of the simulated parts of typical structural components, and establish the influence relationship of environment on the fatigue life of structural components. **Result** The ratio between the fatigue life of the simulated part of the structure after loading and the accelerated corrosion environment-fatigue life of the sample after fatigue life was used to estimate the impact of the environment on the fatigue life of the simulated part of the structure. The ratio $k=1.2\sim 2.5$ and the higher the ratio, the greater the impact of the environment on the fatigue life of the sample. **Conclusion** The influence of environment on the fatigue life of structure parts can be preliminarily estimated by the ratio between the fatigue life of the simulated part of the structure after loading and the accelerated corrosion environment-fatigue life of the sample after fatigue life; and the test results show that the external environment has greater influences on the fatigue life of the sample compared with the internal environment.

收稿日期: 2019-06-25; 修订日期: 2019-07-25

作者简介: 慕仙莲 (1987—), 女, 陕西人, 硕士, 工程师, 主要研究方向为飞机结构的腐蚀防护与控制。

KEY WORDS: environment; random load spectrum; the coating damage; the median life

在飞机使用过程中, 由于环境恶劣, 如雨、雪、雾、沙尘天气较多, 空气潮湿、盐雾、工业大气等原因, 容易造成飞机表面涂层损坏, 进而发生化学腐蚀、电化学腐蚀、应力腐蚀。基体结构的腐蚀直接影响飞机的出勤率和使用寿命, 增加飞机的使用维护成本, 甚至危及飞行安全^[1-2]。飞机结构中有半数以上的破坏形式都与腐蚀或腐蚀疲劳有关。腐蚀疲劳是结构在交变载荷和腐蚀环境共同作用下所产生的一种常见的破坏形式^[3]。恶劣的环境不仅会损伤材料的表面, 更重要的是会降低材料的断裂韧性, 加快裂纹的形成与扩展, 甚至产生无预兆的突然断裂。目前, 腐蚀疲劳问题已受到了航空等领域广大工作者的普遍关注, 成为飞机结构耐久性与完整性设计的重要内容^[4-6]。对于腐蚀疲劳的研究主要集中在材料级, 有学者总结了低碳钢和合金钢、不锈钢、镍基合金、铜合金、钛合金、铝合金等六大系类金属在盐水环境下的腐蚀疲劳试验结果, 包括腐蚀疲劳应力/寿命曲线、应变/疲劳寿命曲线和裂纹扩展速率曲线等, 而对于结构类试样的腐蚀疲劳的研究较少。主要是因为结构连接形式复杂, 涉及了材料、紧固件、密封剂防护涂层等抗腐蚀疲劳的综合能力, 其难点在于无法真实地模拟结构试样的腐蚀环境, 且不同结构试样在不同结构部位的受力情况各不相同, 所需样本量大, 消耗大^[7-9]。

文中选取某型机机身连接壁板、机翼壁板、机翼

内部大梁结构、平尾接头及垂尾接头的典型模拟件为研究对象, 开展实验室加速腐蚀与载荷谱交替试验、载荷谱疲劳试验, 分析环境对典型结构部位模拟件表面涂层损伤、疲劳断裂位置、疲劳源及中值寿命的影响, 建立环境对结构部位疲劳寿命影响关系。即采用载荷作用后结构部位模拟件疲劳中值寿命与加速腐蚀环境-疲劳寿命后试样的疲劳中值寿命比值, 比值 $k=1.2\sim 2.5$, 比值 k 越大, 说明环境对试样的疲劳寿命影响越大, 且试验结果表明, 外部环境较内部环境对试样疲劳寿命的影响更大。

1 试验

1.1 试验件

试验件共 90 件, 均为模拟结构试验件, 包括五类结构区域/部位的典型结构模拟件: 机身连接壁板、机翼壁板、机翼内部大梁结构、平尾接头、垂尾接头。模拟结构试样如图 1 所示, 试样清单(类型、编号、防护体系等)见表 1。

1.2 试验条件

1) 外露部位环境载荷谱。根据 GJB 594A, 将某型飞机机身外表面、机身武器舱处结构部位划分为外露部位, 确定其环境载荷谱如图 2 所示。某型飞机服



图 1 模拟结构试样

表 1 模拟结构试样清单

序号	部位	材料	表面处理	防护体系	试样数量/件
1	机身外表面	LY12	黄色	外: H06-27 底漆+S04-81 面漆	10
	17—18 框 55 长桁连接		阳极化	内: H06-27+5%铝粉 H06-27 底漆	
2	机身武器舱处	LY12	黄色	外: H06-27 底漆+S04-81 面漆	10
	16 框 22 长桁		阳极化	内: H06-27+5%铝粉 H06-27 底漆	
3	机身 41 框 16 长桁	LY12	黄色	H06-1012H 底漆 ((20±5)μm)	10
	长桁与框连接		阳极化		
4	中央翼下壁板	1973T2	黄色	S06-1010H 聚氨酯底漆	10
	1A 肋、10—11 长桁		阳极化		
5	中外翼下壁板连接	1161T	黄色	S06-1010H 聚氨酯底漆	10
	2 肋外、10—11 长桁		阳极化		
6	中外翼下壁板 II 梁	1161T	黄色	S06-1010H 聚氨酯底漆	10
	2 肋后过渡接头		阳极化		
7	平尾接头	30 CrMnSiNi2A	镀镉钛	H06-3 底漆+S04-20 钢灰磁漆	20
		300 M			
8	垂尾接头	300 M	镀镉钛	H06-3 底漆+S04-20 钢灰磁漆	10
合计					90

役环境与美国舰载飞机类似,因此参考 CASS 谱进行环境谱剪裁。其飞行高度在 3000 m 以下,所以不考虑低温、低气压模块,飞行速度未达到超音速飞行,也不考虑热冲击模块,保留湿热试验模块、紫外照射模块、盐雾试验模块。疲劳试验 I 为某型机随机载荷谱,疲劳试验 II 为各结构部位对应的最大疲劳载荷与最小疲劳载荷,见表 2。

2) 内部结构环境载荷谱。根据 GJB 594A,将某型飞机机身 41 框 16 长桁、中央翼下壁板、中外翼下壁板、中外翼 II 号梁下壁板、平尾接头、垂尾接头划分为内部结构部位,确定其环境载荷谱,如图 3 所示。内部结构无紫外照射模块,其他参数同外露部位。疲劳试验 I 为某型机随机载荷谱,疲劳试验 II 为各结构部位对应的最大疲劳载荷与最小疲劳载荷,见表 2。

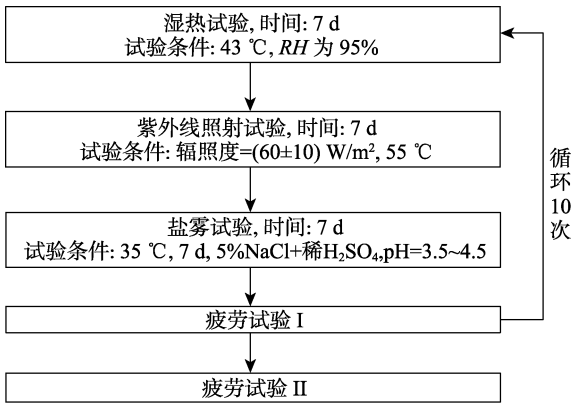


图 2 外露部位环境载荷谱

1.3 检测项目

按照 GB/T 1766—2008《涂层老化的评级方法》

中评定方法对防护体系的粉化、开裂、起泡、剥落情况进行评定。采用三维数字显微镜 (KH-7700) 观察其微观形貌,放大倍数为 100 倍。

表 2 疲劳载荷谱

编号	试验件名称	疲劳试验 II	备注
1	机身外表面	Max: 9 949 N	
	17—18 框 55 长桁连接	Min: 2 716 N	
2	机身武器舱处	Max: 26 014 N	
	16 框 22 长桁	Min: 22 207 N	
3	机身 41 框 16 长桁	Max: 1 049 N	
	长桁与框连接	Min: -76N	
4	中央翼下壁板连接	Max: 60 111 N	加载 频率 10 Hz
	1A 肋、10—11 长桁	Min: -66 036 N	
5	中外翼下壁板连接	Max: 6 854 N	
	2 肋外、10—11 长桁	Min: 1 029 N	
6	中外翼 II 号梁下壁板	Max: 141 918 N	
	2 肋后过渡接头	Min: 21 632 N	
7	平尾接头	Max: 132 615 N	
		Min: -110 997 N	
8	垂尾接头	Max: 52 119 N	
		Min: -2 862 N	

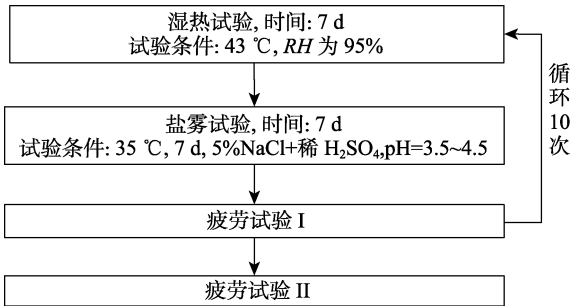


图 3 内部结构环境载荷谱

2 结果与讨论

2.1 宏观腐蚀形貌

外部环境作用部位(机身外表面、机身武器舱处)的模拟结构试样经加速腐蚀试验 10 个周期后,紧固件区域部分铆钉表面涂层出现了起泡、开裂、粉化及脱落现象,但涂层的整体防护效果良好,试样基体未出现腐蚀损伤,部分试样紧固件区域锈蚀,如图 4a 所示。内部环境作用部位(机身 41 框 16 长桁、中央翼下壁板、中外翼下壁板、中外翼 II 号梁下壁板、平尾接头、垂尾接头)的模拟结构试样经加速腐蚀试验 10 个周期后,紧固件区域部分螺钉表面涂层出现了起泡、开裂、粉化、脱落、锈蚀等现象,面漆的损伤形式主要体现为起泡、开裂,底漆则为起泡、粉化,但涂层的整体防护效果较好,试样基体未出现腐蚀损伤,如图 4b 所示。



a 锈蚀

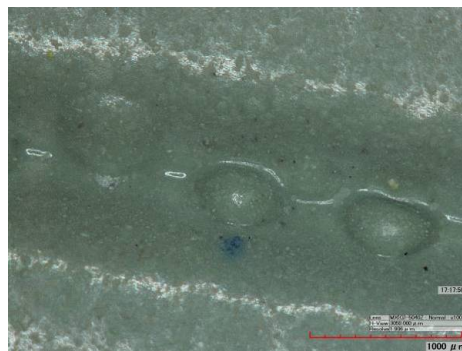


b 涂层脱落

图 4 部分试样紧固件区域形貌

2.2 微观腐蚀形貌

各部位典型模拟结构试样表面的涂层腐蚀损伤多发生在紧固件区域,主要失效形式如图 5 所示,包括起泡、粉化、开裂、剥落及锈蚀。其中铆接结构(机身外表面、机身武器舱处、机身 41 框 16 长桁)表面防护体系防护效果较螺接结构(中央翼下壁板、中外翼下壁板、中外翼 II 号梁下壁板、平尾接头、垂尾接头)好,而沉头螺栓结构(中外翼 II 号梁下壁板)较圆头螺栓结构(中央翼下壁板、中外翼下壁板)及六角头螺栓结构(垂尾、平尾)其表面防护体系防护效果好。



a 孔壁周围涂层起泡现象



b 钉头表面涂层剥落现象

图 5 典型微观腐蚀形貌

2.3 老化综合等级评定

试样经外露环境谱、内部环境谱作用后,其综合等级评定数据如图 6 所示,其中中央翼下壁板、中外翼下壁板模拟结构试样经 10 个周期的加速试验后,其老化综合等级最大(3 级)。在加速试验 3 个周期后,其紧固件区域已经出现锈蚀。机身 41 框 16 长桁模拟结构试样经 10 个周期的加速试验后,其老化综合等级最小(1 级),该类结构及其配套的防护体系具有较好的防护性能。

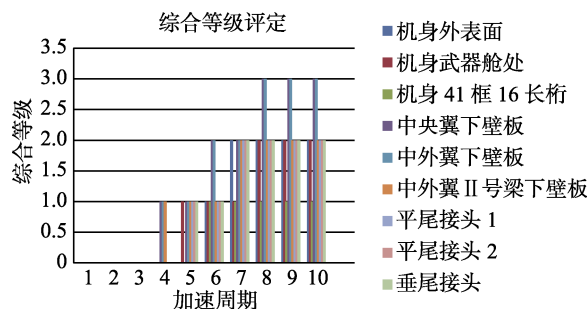
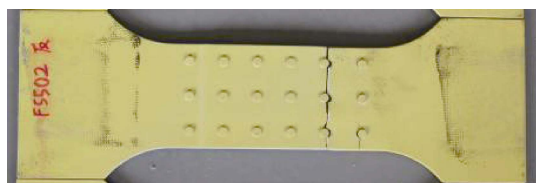


图 6 试样综合等级评定

2.4 疲劳寿命分析

2.4.1 疲劳断裂模式及断口分析

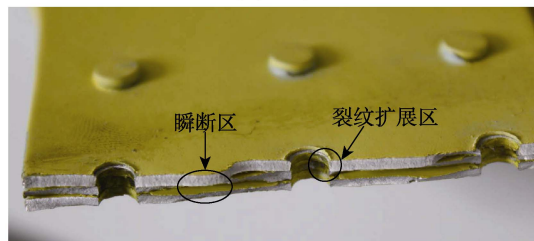
机身外表面、机身武器舱处模拟结构试样典型的断口形貌如图 7、8 所示。其中机身外表面模拟结构试样疲劳断裂位置均发生在第二列的紧固件区域。由



a 加速环境-疲劳试验



b 疲劳试验



c 宏观断口照片

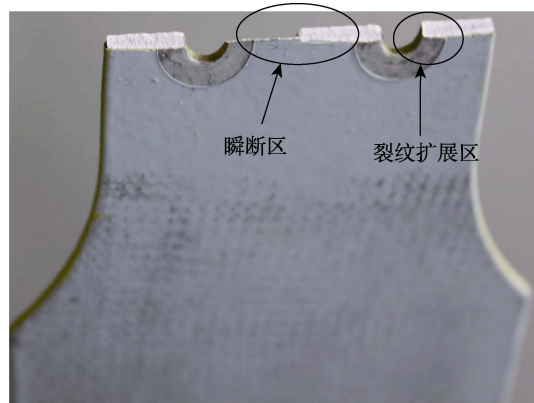
图7 机身外表面典型断口概貌



a 加速环境-疲劳试验



b 疲劳试验



c 宏观断口照片

图8 机身武器舱处典型断口概貌

试样经加速环境-疲劳试验、疲劳试验后的宏观断口照片可见,紧固件周围为裂纹扩展区,紧固件之间区域为瞬断区,且环境对其裂纹扩展区及瞬断区位置影响并不明显。机身武器舱处模拟结构试样疲劳断裂位置在第一列的紧固件区域,试样经加速环境-疲劳试

验、疲劳试验后的宏观断口照片情况与机身外表面模拟结构试样一致。

机身41框16长桁、中央翼下壁板、中外翼下壁板、中外翼Ⅱ号梁下壁板、平尾接头、垂尾接头模拟结构试样典型的断口形貌如图9—12所示。

1) 机身41框16长桁模拟结构试样疲劳断裂位置均发生在第一列的紧固件区域。由试样经加速环境-疲劳试验、疲劳试验后的宏观断口照片可见,紧固件周围为裂纹扩展区,紧固件之间区域为瞬断区,且环境对其裂纹扩展区及瞬断区位置影响并不明显。

2) 中央翼下壁板模拟结构试样在疲劳载荷作用下,螺栓率先发生了断裂,且经加速环境-疲劳试验的试样,四个螺栓均在锈蚀严重部位发生了断裂,而只做疲劳试验的试样只有部分螺栓发生断裂。由此可见,环境对该试样的疲劳强度影响较大,建议对该类试样的紧固件进行更换,最好选择换抗剪切力强度高的螺栓。

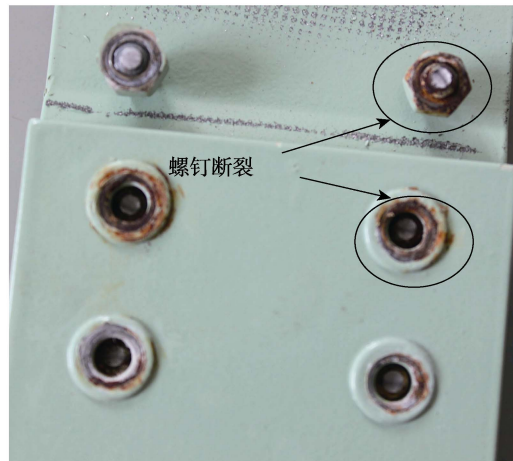
3) 中外翼下壁板模拟结构试样疲劳断裂位置均发生在仅有两个紧固件作用的区域,试样经加速环境-疲劳试验、疲劳试验后的宏观断口照片情况与机身外表面模拟结构试样一致。



a 加速环境-疲劳试验



b 疲劳试验



c 宏观断裂位置

图9 中央翼下壁板典型断口概貌

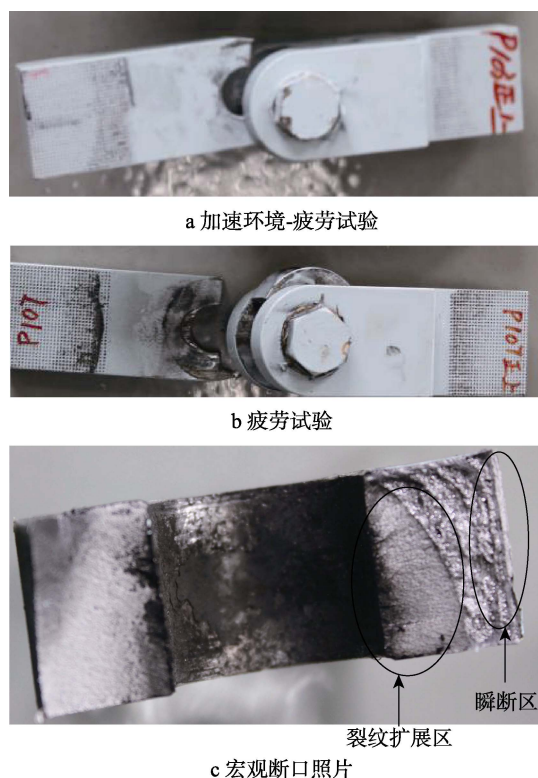


图 10 平尾接头 (30 CrMnSiNi2A) 典型断口概貌

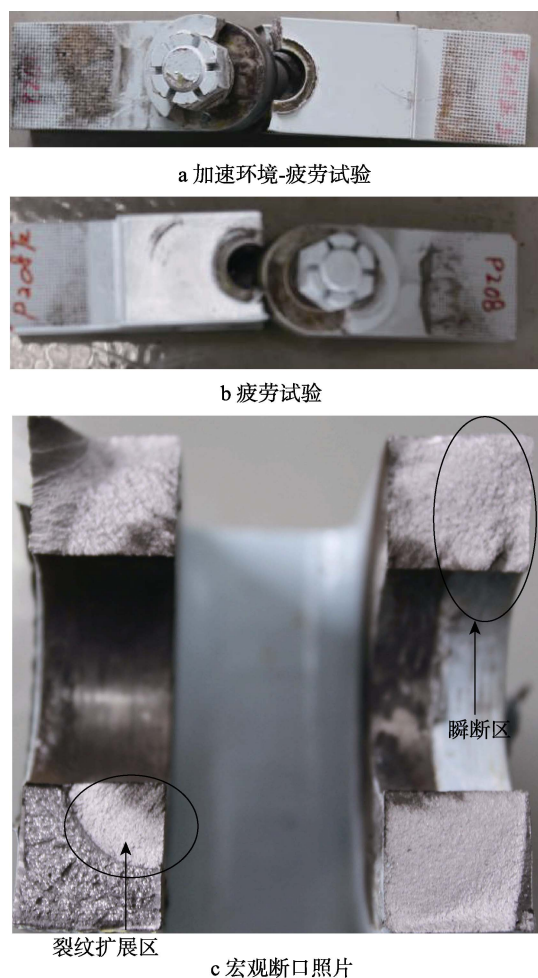


图 11 平尾接头 (300M) 典型断口概貌

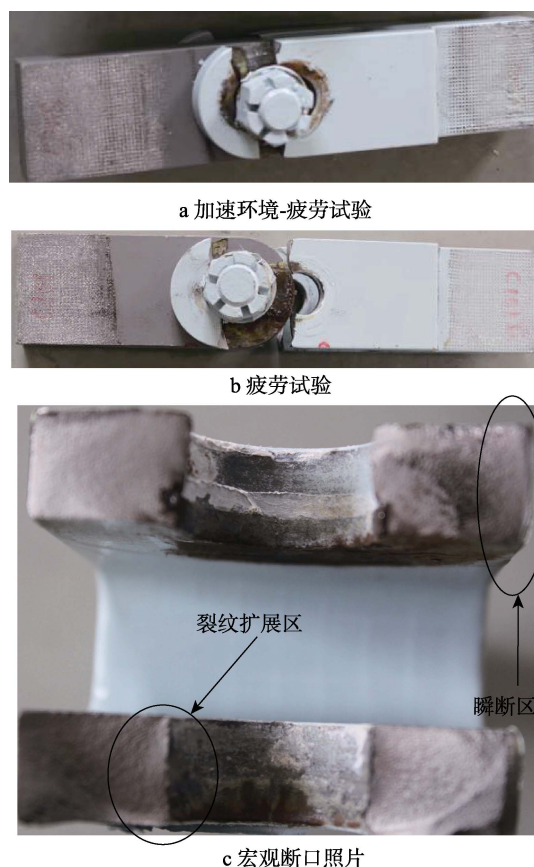


图 12 垂尾接头典型断口概貌

4) 中外翼 II 号梁下壁板模拟结构试样疲劳断裂位置均发生在两层板叠加的第一排紧固件区域, 其紧固件未发生断裂, 试样经加速环境-疲劳试验、疲劳试验后的宏观断口差异并不明显。

5) 平尾接头、垂尾接头模拟结构试样疲劳断裂位置均发生在紧固件区域。由试样经加速环境-疲劳试验、疲劳试验后的宏观断口照片可见, 紧固件周围为裂纹扩展区, 紧固件之间区域为瞬断区, 且环境对其裂纹扩展区及瞬断区位置影响并不明显。

2.4.2 疲劳寿命数据处理分析

查 HB/Z 112—1986《材料疲劳试验统计分析方法》附表 1 可知, 试样的检测试验数据结果满足 95% 置信度要求。根据对数疲劳寿命符合正态分布假设, 可获得 50% 存活率的各组试件的中值疲劳寿命, 即:

$$\lg N_{50} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \lg N_i \quad (1)$$

式中: N_i 为每组试验中第 i 个试样的疲劳寿命; n 为每组试验件的样本量; N_{50} 为正态母体中具有 50% 存活率的中值疲劳寿命。

此外参考式 (2) — (4) 分别计算出每种载荷下的期望 $\bar{X}$ 、标准差 S 及变异系数 C_v :

$$\bar{X} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n X_i \quad (i=1, 2, 3, 4) \quad (2)$$

$$S = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^2}{n-1}} \quad (i=1, 2, 3, 4) \quad (3)$$

$$C_v = \frac{S}{\bar{X}} \quad (4)$$

采用式(1)、(2)、(3)、(4)分别计算加速环境-疲劳试样、疲劳载荷试样疲劳寿命的对数、期望、中值寿命、标准差、变异系数值,具体结果见表3、表4。各组试样疲劳寿命的变异系数值均小于0.4,满足95%置信度要求。

表 3 加速环境-疲劳试样疲劳寿命分析结果

序号	试样编号	疲劳寿命	对数	期望	中值寿命	标准差	变异系数
1	F5501	60 263	4.780 051	4.802 857	63 511	0.056 10	0.011 68
	F5502	73 459	4.866 045				
	F5503	54 719	4.738 138				
	F5504	72 010	4.857 393				
	F5505	59 239	4.772 608				
2	F2201	30 452	4.483 616	4.361 118	22 968	0.103 15	0.023 652
	F2202	24 389	4.387 194				
	F2203	19 633	4.292 987				
	F2204	26 203	4.418 352				
	F2205	16 728	4.223 441				
3	F1601	80 452	4.905 537	4.908 681	81 037	0.050 79	0.010 347
	F1602	94 389	4.974 921				
	F1603	69 633	4.842 815				
	F1604	76 203	4.881 972				
	F1605	86 728	4.938 159				
4	W101	69 452	4.841 685	4.883 36	76 447	0.079 45	0.016 269
	W102	94 289	4.974 461				
	W103	59 633	4.775 487				
	W104	76 213	4.882 029				
	W105	87 728	4.943 138				
5	W201	169 452	5.229 047	5.144 955	139 622	0.125 62	0.024 416
	W202	194 289	5.288 448				
	W203	149 633	5.175 027				
	W204	110 213	5.042 233				
	W205	97 728	4.990 019				
6	W301	89 452	4.951 590	5.052 246	112 784	0.077 71	0.015 382
	W302	114 289	5.058 004				
	W303	109 633	5.039 941				
	W304	110 213	5.042 233				
	W305	147 728	5.169 463				
7	P101	65 452	4.815 923	4.989 208	97 546	0.136 52	0.027 364
	P102	114 289	5.058 004				
	P103	99 633	4.998 403				
	P104	80 213	4.904 245				
	P105	147 728	5.169 463				
8	P101	210 452	5.323 153	5.306 78	202 666	0.096 79	0.018 24
	P102	234 289	5.369 752				
	P103	199 633	5.300 232				
	P104	140 213	5.146 788				
	P105	247 728	5.393 975				
9	C101	160 452	5.205 345	5.253 713	179 355	0.087 67	0.016 687
	C102	233 389	5.368 080				
	C103	199 633	5.300 232				
	C104	180 253	5.255 882				
	C105	137 728	5.139 022				

表 4 疲劳载荷试样疲劳寿命分析结果

序号	试样编号	疲劳寿命	对数	期望	中值寿命	标准差	变异系数
1	F5506	90 236	4.955 379	4.951 603	89 455	0.010 68	0.002 156
	F5507	90 501	4.956 653				
	F5508	88 705	4.947 948				
	F5509	91 827	4.962 970				
	F5510	86 112	4.935 063				
2	F2206	47 038	4.672 448	4.734 439	54 255	0.054 65	0.011 542
	F2207	53 453	4.727 972				
	F2208	64 790	4.811 501				
	F2209	57 864	4.762 408				
	F2210	49 872	4.697 856				
3	F1606	114 038	5.057 049	5.013 006	103 040	0.180 33	0.035 973
	F1607	143 453	5.156 709				
	F1608	120 790	5.082 030				
	F1609	117 864	5.071 381				
	F1610	49 872	4.697 856				
4	W106	124 038	5.093 554	5.010 04	102 339	0.157 25	0.031 386
	W107	143 053	5.155 496				
	W108	100 790	5.003 417				
	W109	55 872	4.747 194				
	W110	112 340	5.050 534				
5	W206	204 038	5.309 711	5.259 393	181 716	0.083 22	0.015 822
	W207	193 053	5.285 676				
	W208	210 790	5.323 850				
	W209	130 872	5.116 846				
	W210	182 340	5.260 880				
6	W306	164 038	5.214 944	5.261 801	182 726	0.062 49	0.011 875
	W307	193 053	5.285 676				
	W308	200 790	5.302 744				
	W309	150 872	5.178 608				
	W310	212 340	5.327 031				
7	P106	164 238	5.215 473	5.146 861	140 236	0.116 38	0.022 613
	P107	193 053	5.285 676				
	P108	110 790	5.044 500				
	P109	150 872	5.178 608				
	P110	102 340	5.010 045				
8	P106	264 238	5.421 995	5.421 27	263 797	0.107 06	0.019 749
	P107	323 053	5.509 273				
	P108	210 790	5.323 850				
	P109	350 872	5.545 148				
	P110	202 340	5.306 082				
9	C106	204 238	5.310 136	5.387 519	244 072	0.123 07	0.022 843
	C107	313 053	5.495 617				
	C108	190 790	5.280 555				
	C109	350 872	5.545 148				
	C110	202 366	5.306 137				

2.5 试验结果评价

为了定量评定环境对试样疲劳寿命的影响,采用式(5)计算各部位模拟结构试样中值寿命的比值,计算结果见表5。其中以机身外表面为例,F5501—F5505的中值寿命为 $N_{50}^h=63\ 511$,F5506—F5510的中值寿命为 $N_{50}^z=89\ 455$,该部位试样的中值寿命比值 $k=1.41$ 。其他部位试样的中值寿命比值计算方法相同。

表5 试样疲劳中值寿命比值

序号	部位	试样编号	中值寿命比值	备注
1	机身外表面	F5501—F5505	1.41	
	17~18框55长桁对接	F5506—F5510		
2	机身武器舱处	F2201—F2205	2.36	
	16框22长桁	F2206—F2210		
3	机身41框16长桁	F1601—F1605	1.27	
	长桁与框连接	F1606—F1610		
4	中央翼下壁板	W101—W105	1.34	
	1A肋、10—11长桁	W106—W110		
5	中外翼下壁板	W201—W205	1.31	
	2肋外、10—11长桁	W206—W210		
6	中外翼Ⅱ号梁下壁板	W301—W305	1.62	
	2肋后过渡接头	W306—W310		
7	平尾接头	P101—P105	1.44	
		P106—P110		
	平尾接头	P201—P205	1.30	
8		P206—P210		
	垂尾接头	C101—C105	1.36	
		C106—C110		

$$k = \frac{N_{50}^z}{N_{50}^h} \quad (5)$$

式中: N_{50}^z 为载荷试验后试样的疲劳中值寿命; N_{50}^h 为加速环境-疲劳试验后试样的疲劳中值寿命。

将表5中的 k 值进行比对分析,如图13所示。由式(5)可见,试样的中值寿命比值 k 越大,说明环境对试样的疲劳寿命影响越大。从图11的条形图可直观地发现,各部位模拟结构试样中值寿命比值 $k=1.2\sim 2.5$ 。其中环境对机身武器舱处的模拟结构试样的疲劳寿命影响最大($k=2.36$),对机身41框16长桁的模拟结构试样的疲劳寿命影响最小($k=1.27$),外部环境作用部位(机身外表面、机身武器舱处)的模拟结构试样中值寿命比值的均值为1.89,内部环境作用部位(机身41框16长桁、中央翼下壁板、中外翼下壁板、中外翼Ⅱ号梁下壁板、平尾接头、垂尾接头)的模拟结构试样中值寿命比值的均值为1.38。由此可见,外部环境较内部环境对试样疲劳寿命的影响较大。

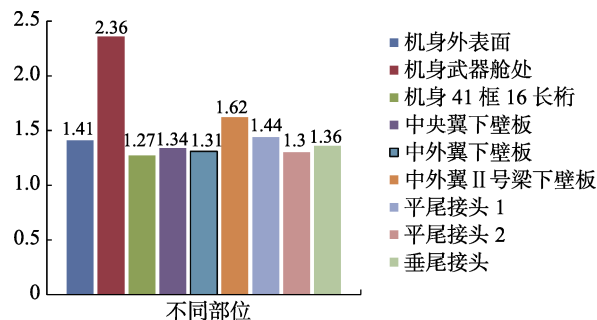


图13 不同部位模拟结构试样中值寿命比值

3 结论

1)各部位模拟结构试样经10个周期的加速腐蚀试验后,紧固件区域的涂层均发生了不同程度的腐蚀损伤,主要损伤形式有起泡、开裂、剥落、粉化及锈蚀,综合老化等级在1~3级之间,但整体防护效果良好。其中中央翼下壁板、中外翼下壁板模拟结构试样老化综合等级最大(3级),且试样表面的涂层在加速试验3个周期后已经发生腐蚀损伤,而机身41框16长桁模拟结构试样老化综合等级最小(1级)。

2)各部位模拟结构试样中值寿命比值 $k=1.2\sim 2.5$,且试样的中值寿命比值 k 越大,说明环境对试样的疲劳寿命影响越大。因此环境对机身武器舱处的模拟结构试样的疲劳寿命影响最大($k=2.36$),对机身41框16长桁的模拟结构试样的疲劳寿命影响最小($k=1.27$)。外部环境作用部位(机身外表面、机身武器舱处)的模拟结构试样中值寿命比值的均值为1.89,内部环境作用部位(机身41框16长桁、中央翼下壁板、中外翼下壁板、中外翼Ⅱ号梁下壁板、平尾接头、垂尾接头)的模拟结构试样中值寿命比值的均值为1.38,可见外部环境较内部环境对试样疲劳寿命的影响较大。

参考文献:

- [1] 蒋祖国. 飞机结构腐蚀疲劳[M]. 北京: 航空工业出版社, 1992.
- [2] 张波, 张正贵, 韩恩厚, 等. LY12CZ铝合金铆接连接件在3.5%NaCl溶液中的腐蚀疲劳失效行为研究[J]. 金属学报, 2000(8): 14-18.
- [3] 郑修麟. 金属疲劳的定量理论[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1994.
- [4] DU M L, CHIANG F P, KAGWADE S V, et al. Damage of Al 2024 Alloy due to Sequential Exposure to Fatigue, Corrosion and Fatigue[J]. Int J Fatigue, 1998, 20(10): 743-748.
- [5] BAGNOLI F, BERNABEI M. Fatigue Analysis of a P180 Aircraft Main Landing Gear Wheel Flange[J]. Engineering Failure Analysis, 2008, 15: 654-665.
- [6] MAOFENG F U, MALLICK P K. Fatigue of

- Self-piercing Riveted Joints in Aluminum Alloy 6111[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25: 183-189.
- [7] LIAO M, BELLINGER N C, KOMOROWSKI J P. Modeling the Effects of Prior Exfoliation Corrosion on Fatigue Life of Aircraft Wing Skins[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25: 1059-1067.
- [8] XIAO Jun, CHEN Jian-Min, ZHOU Hui-Di, et al. Study of Several Organic Resin Coatings as Anti-ablation Coatings for Supersonic Craft Control Actuator[J]. Materials Science and Engineering A, 2007, 452-453: 23-30.
- [9] JOSEPH H O, BLOHOWIAK K Y, TAYLOR S R, et al. Testing and Evaluation of Nonchromated Coating Systems for Aerospace Applications[J]. Progress in Organic Coatings, 2001, 41: 217-225.