拉压疲劳载荷对地面停放腐蚀影响系数的影响研究

杨晓华，刘学君，张泰峰
（海军航空工程学院 青岛校区 航空机械系，山东 青岛，266041）

摘要：目的 研究拉压疲劳载荷对地面停放腐蚀影响系数的影响。**方法** 首先编制加速腐蚀试验环境谱进行预腐蚀试验，随后对预腐蚀后的试验件加载拉压疲劳载荷进行疲劳试验，最后对预腐蚀疲劳试验得到的寿命进行数据分析。**结果** 疲劳载荷无论是拉还是压，都不能改变预腐蚀后的疲劳试验寿命服从对数正态分布的性质，但是疲劳载荷以拉为主的机翼下壁板试验件预腐蚀后，疲劳寿命的分散性随试验寿命的降低而降低，而疲劳载荷以压为主的机翼上壁板结构模拟件预腐蚀后，疲劳寿命的分散性基本不变。**结论** 疲劳载荷以压为主的机翼上壁板结构模拟件的地面停放腐蚀影响系数不随腐蚀年限的增加而变化，而疲劳载荷以拉为主的机翼下壁板试验件的地面停放腐蚀影响系数随腐蚀年限的增加而显著降低。

关键词：当量环境谱；腐蚀试验；疲劳试验；统计检验
DOI：10.7643/ issn.1672-9242.2017.03.003
中图分类号：TJ85；TG111.8；TB114.3　　**文献标识码：**A
文章编号：1672-9242(2017)03-0014-04

Influences of Pull and Press Fatigue Load the Corrosion Coefficient of Parking on the Ground

YANG Xiao-hua, *LIU Xue-jun*, *ZHANG Tai-feng*
(Machinery Department of Aerospace, Qingdao Branch of Naval Aeronautical Engineering Academy, Qingdao 266041, China)

ABSTRACT: Objective To study the influences of pull and press fatigue load on corrosion coefficient of parking on the ground. **Methods** Firstly, the accelerated corrosion test environment spectrum was drawn up to carry out pre-corrosion test. Secondly, a fatigue test of pre-corrosion specimens was done by applying pull and press fatigue loads. Finally, the fatigue life of pre corrosion fatigue test was analyzed. **Results** The fatigue life always followed the logarithmic normal distribution after pre-corrosion for pull fatigue load and press fatigue load. But the scatter of fatigue life for wing down-panels reduced with the decrease of fatigue life, and the scatter of fatigue life for the wing up-panels did not change. **Conclusion** The coefficient of the wing up-panels test sample does not change with the increase of the corrosion calendar life. But, the coefficient of the wing down-panels test sample descends with the increase of the corrosion calendar life..

KEY WORDS: equivalent environment spectrum; corrosion test; fatigue test; statistical test

在飞机结构日历寿命研究中，地面停放时间远远大于空中飞行时间，故地面停放时环境的腐蚀对

收稿日期：2016-12-21；**修订日期：**2017-01-15
基金项目：总装十二五预研项目（143092015）
作者简介：杨晓华（1964—），男，江苏启东人，博士，教授，主要研究方向为飞机结构寿命评定及结构腐蚀疲劳。

结构力学性能的影响较为严重，因此，地面停放腐蚀影响系数（C）的试验研究尤为重要[1—4]。地面停放腐蚀影响系数 C 被定义为疲劳关键件预腐蚀 i 年后的疲劳寿命 N_i 与关键件无腐蚀时的疲劳寿命 N_0 之比，它是建立飞机机体结构日历寿命体系的关键[5—8]。合理编制加速腐蚀试验环境谱是预腐蚀试验的基础。陈群志针对飞机结构典型环境腐蚀当量关系进行了研究[9]。杨晓华等基于加速腐蚀当量关系，编制了某型飞机用加速腐蚀试验环境谱[10]。基于预腐蚀疲劳试验，确定 C 随腐蚀年限（T）变化规律（C-T 曲线）是确定地面停放腐蚀影响系数的有效方法。贺小帆等在研究 C-T 曲线后指出在近似谱和等幅谱的作用下 C-T 曲线的参数无显著差异[11—12]。文中通过预腐蚀试验与其后的疲劳试验，研究拉压载荷对地面停放腐蚀影响系数 C 的影响，力图减少日历寿命研究中的试验工作量。

1　试验

1.1　试验件

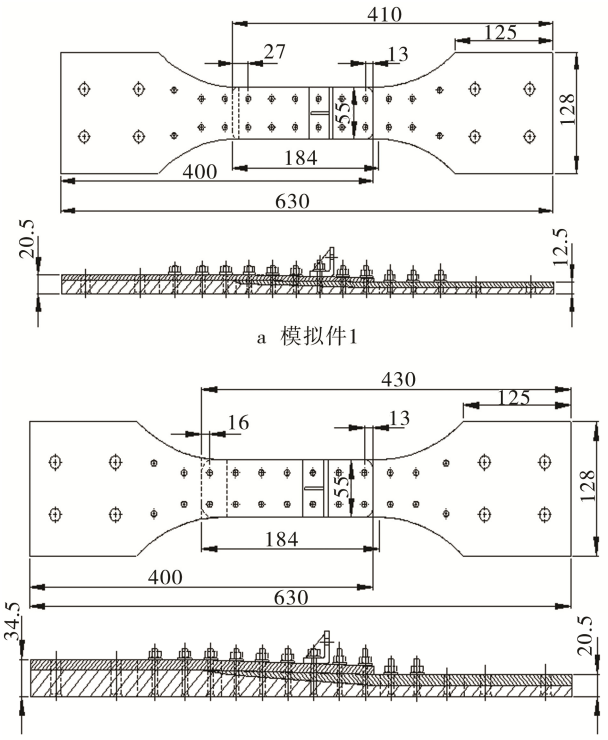
通常机翼结构的上壁板以承受压力为主，而下壁板则相反。文中选取某型机中外翼上缘条与过渡接头连接区（以下简称模拟件 1）和中外翼下缘条与过渡接头连接区（以下简称模拟件 2）为研究对象，并制成相应的结构模拟件。模拟件 1，2 的几何尺寸如图 1 所示，材料为 1161T，1973T2 和 1933T3 等三种俄进口铝材料。

1.2　当量加速腐蚀试验

该型机的服役地区为沿海工业发达地区，高温、潮湿、盐雾和工业污染为该地区的主要环境特征，采用周期浸润腐蚀试验方法，分别按图 2 表示的当量加速谱对模拟件分组进行当量加速 0，5，10，15，20，25 a 预腐蚀试验。模拟件在当量加速谱加速腐蚀 1 个周期相当于在外场环境服役 1 年[6—7]。

1.3　腐蚀后的疲劳试验

试验谱以 1000 次飞行为一块。在 1 000 次飞行中以单个飞行起落编排成飞-续-飞谱施加，以便更好地模拟地空地载荷。模拟件 1 和 2 的原始谱中共有 26 729 个循环，为了缩短试验时间按等损伤的原则将谱中的小载荷向高载荷简化，简化后的载荷谱共有 66 个标志不同飞行阶段的谱段。两个试验件的总循环数分别为 5 130 和 5 158 个循环，有效地缩短了试验时间。图 3 为载荷谱的一个片段。疲劳试验在 MTS810 电液伺服疲劳试验机上进行，加载波形为正弦波，加载控制方式为 Force 控制。



1 试验件的几何尺寸

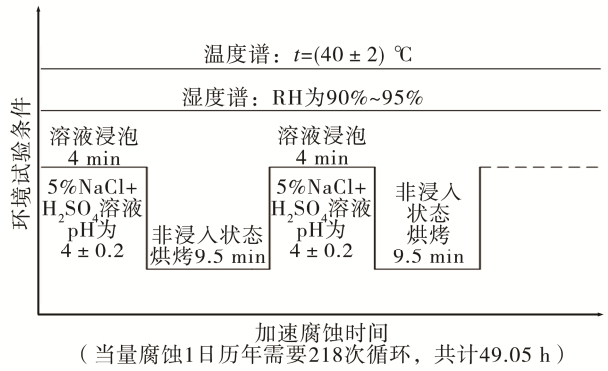


图 2　加速试验环境谱

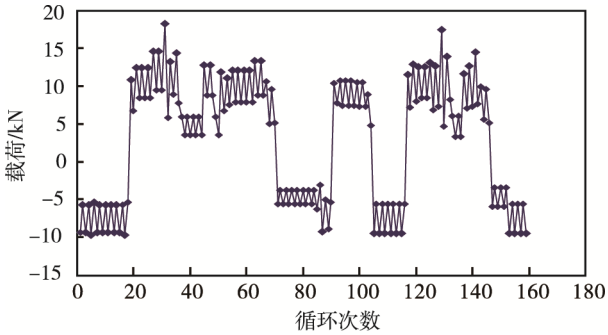


图 3　飞-续-飞随机谱

1.4　试验结果

文中结构过渡区连接件采用螺栓连接，连接区域存有间隙，加速腐蚀试验过程中，溶液会渗入螺栓和孔壁缝隙，造成螺栓和孔壁的电化学腐蚀，但不同年

限预腐蚀后的疲劳破坏形式仍然都是孔边角裂纹。疲劳试验的结果见表 1。

表 1　疲劳试验结果

年限/a	模拟件1	模拟件2
0	495 927, 447 068, 599 856, 739 478, 585 657	736 847, 396 245, 1 083 489, 1 389 035, 555 831
5	425 427, 453 733, 636 839, 873 089, 746 150, 442 181	455230, 412 140, 581 591, 455 551, 499 041
10		460 387, 444 912, 300 788, 393 664, 376 678
15		206702, 419 123, 464 621, 341 574, 513 833
20		314 463, 418 669, 315 968, 442 567, 341 593
25		480 070, 384 350,374 390, 281 023, 372 181

2　疲劳试验结果的统计分析

2.1　试验结果的正态分布检验

利用 SPSS 统计软件中的 Explore 功能进行正态分布检验。表 2 和表 3 分别为模拟件 1 和模拟件 2 在加速腐蚀 0，5，10，15，20，25 a 后的疲劳试验结果 Kolmogorov-Smirnov(a)和 Shapiro-Wilk 对数正态分布的检验表。

表 2　模拟件 1 的正态分布检验

年限/a	Kolmogo-rov-Smirnov(a)			Shapiro-Wilk			Statistic	
	Statistic	df	Sig.	Statistic	df	Sig.	Mean	Std.
0	.178	5	.200(*)	.970	5	.878	5.7521	0.0838
5	.322	5	.097	.832	5	.145	5.7216	0.1098
10	.220	5	.200(*)	.922	5	.545	5.7717	0.1084
15	.240	5	.200(*)	.925	5	.563	5.6954	0.0942
20	.262	5	.200(*)	.899	5	.405	5.7492	0.0873
25	.282	5	.200(*)	.849	5	.192	5.7213	0.1699

表 3　模拟件 2 的正态分布检验

年限/a	Kolmogo-rov-Smirnov(a)			Shapiro-Wilk			Statistic	
	Statistic	df	Sig.	Statistic	df	Sig.	Mean	Std.
0	.164	5	.200(*)	.978	5	.922	5.8776	0.219
5	.242	5	.200(*)	.941	5	.673	5.6789	0.056
10	.213	5	.200(*)	.919	5	.522	5.5922	0.073
15	.231	5	.200(*)	.887	5	.342	5.5698	0.0157
20	.246	5	.200(*)	.844	5	.175	5.5597	0.07
25	.295	5	.178	.914	5	.490	5.5718	0.08

2.2　试验均值的显著性检验

利用 SPSS 统计软件中的 Compare means-Independent-Samples T Test 功能进行样本的显著性检验，模拟件 1 和 2 的检验结果见表 4 和表 5。

表 4　模拟件 1 试验均值的显著性检验

年限/a	F	Sig.	t	df	Sig. (2-tailed)
0~5	1.433	0.265	0.493	8	0.635
0~10	0.183	0.680	-0.319	8	0.758
0~15	0.060	0.812	1.004	8	0.345
0~20	0.125	0.733	0.053	8	0.959
0~25	2.534	0.150	0.363	8	0.726

表 5　模拟件 2 试验均值的显著性检验

年限/a	F	Sig.	t	df	Sig. (2-tailed)
0~5	11.53	0.009	1.928	4.203	0.123
0~10	4.897	0.058	2.770	8	0.024
0~15	0.704	0.426	2.56	8	0.034
0~20	4.805	0.06	3.099	8	0.015
0~25	4.511	0.066	2.928	8	0.019

3　结论

1）由表 2 和表 3 可知，试验结果的 Kolmogorov-Smirnov(a)、Shapiro-Wilk 检验其 p 值均大于 0.1，故接受 H_0，即认为预腐蚀前后的疲劳试验结果均服从对数正态分布，无论其是以压载荷为主还是以拉载荷为主。

2）通常预腐蚀可能增加疲劳试验结果的分散性，而疲劳寿命的降低又使得分散性降低，因此试验结果分散性的增加或降低取决于两者斗争的结果。以压载荷为主的模拟件 1 的疲劳试验结果的分散性并无显著的变化，而以拉载荷为主的模拟件 2 由于其疲劳寿命显著降低使得预腐蚀后的疲劳试验结果分散性降低。

3）表 4 为以压载荷为主的模拟件 1 的均值显著性检验。方差齐性检验为方差齐（p≥0.1），均值显著性检验都在接受域内（p≥0.1）。因此在确定飞机结构日历寿命的研究中可以不考虑地面腐蚀环境对以压载荷为主的机体壁板疲劳寿命的影响。

4）表 5 为以拉载荷为主的模拟件 2 的均值显著性检验。除 0 年和 5 年的方差检验不齐外（p≤0.05），其余检验结果均为方差齐，同样除 0 年和 5 年的显著性检验在接受域内（p=0.123≥0.1），其余均为拒绝（p≤0.05）。尽管预腐蚀 0 年和 5 年后的疲劳试验均值无显著差异，但是检验的特点是接受是相对的拒绝是绝对的，这里不能无视 0 年和 5 年的均值相差为 $10^{5.877\,6}-10^{5.678\,9}$=276 977 循环，相当于 53.7×10^3 飞行起落。因此在确定飞机结构日历寿命的研究中，必须考虑地面停放腐蚀环境对以拉载荷为主的机翼下壁

板疲劳寿命的影响。文中根据试验结果拟合得到的以拉为主的某型机中外翼下缘条与过渡接头连接区接头的 *C-T* 曲线为：

$$C(T) = 1.0 - \mathrm{e}^{-1.415T^{-0.2523}}$$

参考文献：

[1] 张福泽. 飞机日历翻修期与总日历寿命确定方法和预计公式[J]. 航空学报, 2005, 26(4): 458—460.

[2] 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.

[3] ZHANG H H, PANG X, MENG Z, et al. The Behavior of Pre-corrosion Effect on the Performance of Imidazoline-based Inhibitor in 3wt.% NaCl Solution Saturated with CO_2[J]. Applied Surface Science, 2015, 356: 63—72.

[4] ZHOU Song, WANG Lei, MA Chuang, et al. Fatigue Properties and Fracture Mechanism of Aluminum Alloy with Orifice Chamfer and Pre-corrosion Damage[J]. Journal of Materials Engineering, 2016, 44(6): 98—103.

[5] 杨晓华, 姚卫星, 陈跃良. 考虑日历环境影响的结构日历寿命研究[J]. 应用力学学报, 2002, 19(3): 157—159.

[6] 李东帆. 飞机结构的腐蚀与防护[J]. 装备环境工程, 2016, 13(1): 57—61.

[7] LI S, TANG H, ZHANG X, et al. Fatigue Behavior of Precorrosion Deformed Bars[J]. Journal of Materials in Civil Engineering, 2014, 26(9): 646—649.

[8] MA S, HUI L, ZHOU S, et al. Influence of Corrosion Environments on Corrosion Fatigue Property of Pre-corroded Aluminum Alloy[J]. Cailiao Gongcheng[J]. Journal of Materials Engineering, 2015, 43(2): 91—95.

[9] 陈群志, 李喜明. 飞机结构典型环境腐蚀当量关系研究[J]. 航空学报, 1998, 19(4): 414—418.

[10] 贺小帆, 刘文珽, 向锦武. C-T 曲线通用性分析和试验研究[J]. 航空学报, 2005, 26(2): 184—189.

[11] 贺小帆, 刘文珽, 向锦武. 基于 C-T 曲线的加速腐蚀因子分析[J]. 机械强度, 2006, 28(6): 888—892.

[12] 贺小帆, 刘文珽, 王忠波, 等.预腐蚀对 30CrMnSiNi2A 连接件疲劳寿命影响的试验研究[J]. 机械强度, 2009, 31(4): 664—669.