

某型飞机典型结构危险部位地面 停放预腐蚀影响系数曲线的试验测定

刘学君¹, 杨晓华¹, 辛志东², 江雪龙¹

(1. 海军航空工程学院 青岛校区, 山东 青岛 266041;

2. 陕西飞机工业(集团)有限公司设计院, 陕西 汉中 723213)

摘要: 目的 评定飞机日历寿命, 测定飞机典型结构件的地面停放系数随日历年限的变化规律($C-T$ 曲线)。**方法** 针对典型飞机结构连接件, 首先在实验室条件下采用加速腐蚀的预腐蚀试验及预腐蚀后的疲劳试验, 得到不同加速当量腐蚀年限下的疲劳寿命, 然后对疲劳试验数据进行统计及处理。**结果** 最后拟合得到飞机典型结构件的地面停放系数随日历年限的变化规律曲线。**结论** 通过 $C-T$ 曲线可为某型飞机的定寿提供基础。

关键词: $C-T$ 曲线; 日历寿命; 统计处理; 腐蚀

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2014.06.013

中图分类号: V211.7; TG174 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2014)06-0079-05

$C-T$ Curve Experimental Determination of Critical Parts of an Aircraft Typical Structure

LIU Xue-jun¹, YANG Xiao-hua¹, XIN Zhi-dong², JIANG Xue-long¹

(1. Qingdao Branch of Naval Aeronautical Engineering Academy, Qingdao 266041, China;

2. AVIC Shaanxi Aircraft Industry (Group) Corporation Ltd, Hanzhong 723213, China)

ABSTRACT: Objective To evaluate aircraft calendar life, and to determine the change rule of local parking coefficient with calendar years ($C-T$ curve). **Methods** Targeting at the typical aircraft structural connector, precorrosion test with accelerated corrosion and fatigue test after precorrosion were conducted under laboratory conditions, and fatigue life in different equivalent corrosion duration was obtained. Then the fatigue test data was statistically analyzed. **Results** Fatigue test data was statistical processed and $C-T$ curve was fitted. The determination of $C-T$ curve establish the foundation of the aircraft calendar life evaluation. **Conclusion** The $C-T$ curve can provide a basis for life determination of an aircraft.

KEY WORDS: $C-T$ curve; calendar life; statistical processing; corrosion

收稿日期: 2014-08-27; 修订日期: 2014-10-08

Received: 2014-08-27; Revised: 2014-10-08

作者简介: 刘学君(1989—), 男, 山东昌乐人, 博士研究生, 主要研究方向为飞机结构强度、飞机寿命可靠性等。

Biography: LIU Xue-jun (1989—), Male, from Changle, Shandong, Doctoral student, Research focus: aircraft structure strength and the reliability life of aircraft.

日历寿命的评定需要考虑腐蚀环境的影响,刘文琰等建立的飞机结构日历寿命评定体系引入了综合考虑地面停放腐蚀和空中腐蚀疲劳的影响系数。其中,地面停放预腐蚀影响系数曲线(C - T 曲线)反映了地面停放腐蚀的影响^[1-4]。

文中针对某型飞机典型结构连接件,首先进行了预腐蚀实验和预腐蚀疲劳实验,在获得实验数据的基础上,为保证数据可靠性,对实验数据进行正态性检验和显著性检验,最后拟合得到 C - T 曲线,为某型飞机的日历寿命评定提供了参考。

1 C - T 曲线

C - T 曲线是由腐蚀影响系数 $m(t)$ 针对飞机结构简化得来的, T 代表地面停放时间。地面停放腐蚀修正系数为:

$$C_j = \frac{N_{0j}}{N_0} \quad (1)$$

式中: N_0 为在一般环境下和使用载荷谱下的疲劳寿命; N_{0j} 为先在加速试验环境谱下进行当量地面停放 T_j 年的加速腐蚀试验,然后在一般环境和使用载荷谱下得到的疲劳寿命。

C - T 曲线是由 (T_j, C_j) 拟合得到的,地面停放时间 T_j 是由加速试验环境谱下试验 t_j ,按照当量加速关系 $T=pt$ 得到的。因此 C - T 曲线与 C - t 曲线的表达式是一样的。 C - t 曲线的表达式有几种函数形式,通常采用双参数指数函数:

$$C(t) = 1.0 - e^{-\beta t^\alpha} \quad (2)$$

式中: β 为系数; α 为指数。

2 试验

2.1 试验件

试验件为中外翼后梁下缘条与过渡接头连接区试验件,如图 1 所示。材料为 1973XX 进口某铝材料。模拟件采用飞机结构实际的防护体系。

2.2 预腐蚀试验

预腐蚀试验采用的设备主要是 ZJF-75G 周期浸润腐蚀试验箱。通过计算和当量折算系统,将实际结构的当量环境谱折算为试验条件下的等效

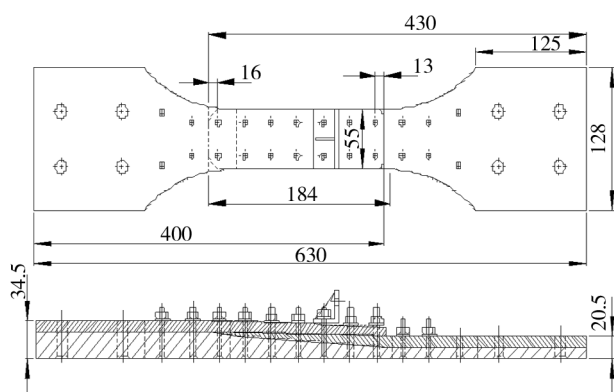


图 1 试验件示意

Fig. 1 Physical dimension of specimen

谱^[5-7]。实验室加速谱如图 2 所示。

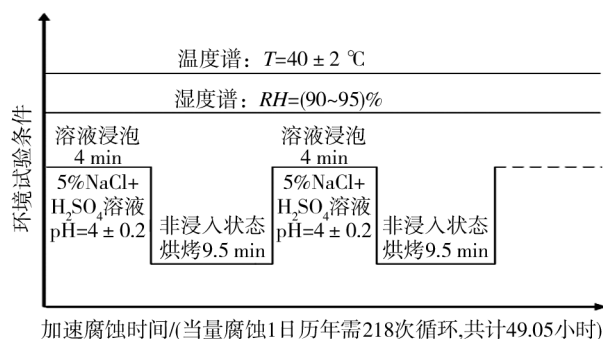


图 2 实验室加速腐蚀当量谱

Fig. 2 Accelerated corrosion equivalent spectra in laboratory

根据当量加速试验谱,采用周期浸润腐蚀试验方法,对选取的疲劳危险部位进行当量加速 0, 5, 10, 15, 20, 25 年的腐蚀试验,分别对应的加速试验时间是 0, 245.25, 490.5, 735.75, 981, 1226.25 h。在实验室条件下模拟外场停放环境条件下的腐蚀损伤。

2.3 预腐蚀后的疲劳试验

疲劳试验在 Material Test System 810 电液伺服疲劳试验机上进行,如图 3 所示。控制软件为美国 MTS 公司提供的 Basic Test Ware 软件。试验机动载荷精度为 2%,静载荷精度为 1%。试验加载波形为 Sine 波,波形采用 PVC 补偿。

试验载荷谱根据某飞机工业(集团)有限公司提供的试验载荷谱表编制,5 个任务剖面 and 5 个载荷级的顺序按照低—高—低的顺序进行排列。因载荷谱块较多,采用载荷谱简化方法对载荷谱进行简化。试验结果及数据的初步处理见表 1。

表 1 疲劳试验结果

Table 1 The result of fatigue test

T		实验结果/循环数					对数均值	对数标准差	变异系数
0	736 847 396 245	1 083 489	1 389 035	555 831			5. 878	0. 219	0. 037
5	455 230 412 140	581 591	455 551	265 715 *	499 041		5. 679	0. 056	0. 010
10	460 387 444 912	300 788	522 567	393 664			5. 592	0. 108	0. 019
15	206 702 419 123	464 621	341 574	513 833			5. 570	0. 157	0. 028
20	642 250 *	314 463	418 669	315 968	442 567	341 593	5. 560	0. 070	0. 013
25	480 070 384 350	384 350	281 023	372 181	201 834		5. 529	0. 133	0. 024

注:表中带“*”的属于剔除数据。



图 3 MTS810 疲劳试验机及现场试验

Fig. 3 Fatigue test system 810 and field test

表 2 正态分布检验

Table 2 Normal distribution test

	K-S 检验 ^a			S-W 检验		
	统计量	自由度	显著性	统计量	自由度	显著性
LOG0	0. 164	5	0. 200	0. 978	5	0. 922
LOG5	0. 241	5	0. 200	0. 941	5	0. 673
LOG10	0. 246	5	0. 200	0. 844	5	0. 177
LOG15	0. 231	5	0. 200	0. 887	5	0. 342
LOG20	0. 246	5	0. 200	0. 844	5	0. 175
LOG25	0. 284	5	0. 200	0. 909	5	0. 461

注:a. 经 Lilliefors 显著水平修正。

3 试验数据处理及曲线拟合

对疲劳试验数据需要进行母体平均值(产品平均水平)和母体标准差(产品均匀性)检验^[8-14]。

3.1 数据正态性检验

采用 SPSS 软件对对数试验数据进行正态分布检验,结果见表 2。K-S 检验及 S-W 检验的 sig 值均大于 0. 05,故认为实验数据服从对数正态分布。

3.2 数据的显著性检验

模拟件腐蚀 0 年疲劳试验结果与不同腐蚀年限后疲劳试验结果的显著性检验见表 3。取显著性水平为 0. 1,从显著性检验结果看出,除 0 年和 25 年的方差不齐外,其余检验结果的方差均齐。不同腐蚀年限后的疲劳试验结果与腐蚀前的疲劳试验结果有显著差异。

表 3 方差及均值显著性检验

Table 3 Variance and significance test of the mean values

	F	显著性	t	自由度	显著性(双侧)	平均差	标准差
LOG0-LOG5	6. 204	0. 037	1. 969	8	0. 084	0. 198 7	0. 100 88
			1. 969	4. 527	0. 112	0. 198 7	0. 100 88
LOG0-LOG10	3. 383	0. 108	2. 41	7	0. 047	0. 281 4	0. 116 74
LOG0-LOG15	0. 568	0. 47	2. 342	9	0. 044	0. 271 2	0. 115 81
LOG0-LOG20	2. 161	0. 176	2. 678	9	0. 025	0. 103 2	0. 042 97
LOG0-LOG25	4. 429	0. 068	2. 905	8	0. 020	0. 303 5	0. 104 49
			2. 905	5. 127	0. 033	0. 303 5	0. 104 49

3.3 曲线拟合

预腐蚀0年后的疲劳试验结果与预腐蚀5,10,15,20,25年后疲劳试验结果的显著性检验结果均为显著差异。预腐蚀5,10,15,20,25年后疲劳试验结果的均值与无腐蚀疲劳试验结果均值的比值按照公式(2)进行曲线拟合^[15],得到了如图4所示的C-T曲线,其中曲线相关性系数为0.9839,及C-T曲线的表达式。

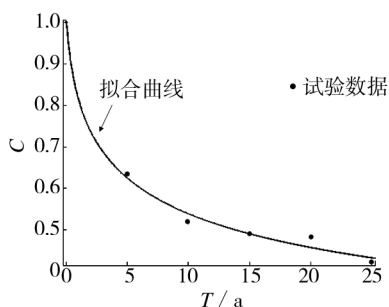


图4 拟合得到的C-T曲线

Fig.4 C-T curve obtained by fitting

$$C(T) = 1.0 - e^{-1.6937T - 0.3397} \quad (3)$$

4 结语

针对某型飞机典型结构件,给出了其C-T曲线的测定流程。通过预腐蚀试验和预腐蚀后的疲劳试验,获得了试验数据。为保证数据的可靠性,对试验数据进行了正态性检验和显著性检验,检验了疲劳寿命的对数正态性及数据间的显著性。通过对试验数据的拟合确定了C-T曲线,为该型飞机的日历寿命评定提供了基础。

参考文献:

- [1] 刘文琰,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.
LIU Wen-ting, LI Yu-hai. Estimate Technology of Aircraft Structure Calendar Life System[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004.
- [2] 贺小帆,刘文琰,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.
HE Xiao-fan, LIU Wen-ting, XIANG Jin-wu. Analysis and Test of Generality of C-T Curve[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(2): 184—189.
- [3] 陈群志,房振乾.飞机结构日历寿命及腐蚀防护研究应

关注的问题[J].装备环境工程,2012,9(6):72—77.

CHEN Qun-zhi, FANG Zhen-qian. Consideration on Some Calendar Life and Corrosion Protection Questions of Aircraft Structures[J]. Equipment Environmental Engineering, 2012, 9(6): 72—77.

- [4] 贺小帆,刘文琰,王忠波,等.预腐蚀对疲劳寿命分布特性及参数影响的初步研究[J].航空材料学报,2007,27(6):21—26.
HE Xiao-fan, LIU Wen-ting, WANG Zhong-bo, et al. A Study of Distribution Characteristic and Parameter Analysis of Pre-corrosion Fatigue Life[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2007, 27(6): 21—26.
- [5] 刘成臣,王浩伟,杨晓华.不同材料在海洋大气环境下的加速环境谱研究[J].装备环境工程,2013,10(2):18—24.
LIU Cheng-chen, WANG Hao-wei, YANG Xiao-hua. Study of Accelerated Corrosion Test Environment Spectrum of Different Materials in Marine Atmospheric Environment[J]. Equipment Environmental Engineering, 2013, 10(2): 18—24.
- [6] 杨晓华,金平.飞机使用环境谱的编制[J].装备环境工程,2010,7(6):99—102.
YANG Xiao-hua, JIN Ping. Compile of Aircraft Operation Environment Spectrum[J]. Equipment Environmental Engineering, 2010, 7(6): 99—102.
- [7] 周希沅.飞机结构的当量环境谱与加速试验谱[J].航空学报,1996,17(5):613—617.
ZHOU Xi-yuan. Equity Environmental Spectrum and Speed Test Spectrum for Aircraft Structure[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1996, 17(5): 613—617.
- [8] 高镇同,熊俊江.疲劳可靠性[M].北京:北京航空航天大学出版社,2000.
GAO Zhen-tong, XIONG Jun-jiang. Fatigue Reliability[M]. Beijing: Beihang University Press, 2000.
- [9] 凌静,高镇同.随机载荷作用下构件疲劳可靠性分析方法[J].航空学报,1992,13(3):146—152.
LING Jing, GAO Zhen-tong. A Method for the Fatigue Reliability Analysis of Machine Parts under Random Loads[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1992, 13(3): 146—152.
- [10] PATEL M, NAGPAL K. Estimation of Probability Distribution of Degraded Material Resistance and Risk of Failure under Cyclic Loading and High Temperatures[R]. AIAA-2000-3104, 2000.
- [11] PETRYNA Y S, PFANNER D, STANGENBERG F, et al. Reliability of Reinforced Concrete Structures under Fa-

- tigue [J]. Reliability Engineering and System Safety, 2002, 77: 253—261.
- [12] MURTY A S R, GUPTA U C, KRISHNA A R. A New Approach to Fatigue Strength Distribution for Fatigue Reliability Evaluation [J]. Int J Fatigue, 1995, 17(2): 91—100.
- [13] KARADENIZ H. Uncertainty Modeling in the Fatigue Reliability Calculation of Offshore Structures [J]. Reliability Engineering and System Safety, 2001, 74: 323—335.
- [14] XIE L Y. Equivalent Life Distribution and Fatigue Failure Probability Prediction [J]. Int J Pressure Vessels and Piping, 1999, 76: 267—273.
- [15] 杨晓华, 金平, 姚卫星. 用考虑置信区间长度影响的最小二乘法拟合 $S-N$ 曲线 [J]. 中国工程科学, 2004, 6(4): 41—43.
- YANG Xiao-hua, JIN Ping, YAO Wei-xing. The $S-N$ Curve Fitted by the Least Square Method Considering the Effect of Length of the Confidence Interval [J]. Engineering Science, 2004, 6(4): 41—43.
-
- (上接第 58 页)
- [47] 赵海军, 郭泉, 金平. 加速预腐蚀与疲劳试验估算飞机结构日历寿命的新方法 [J]. 腐蚀科学与防护技术, 2007, 19(3): 229—232.
- ZHAO Hai-jun, GUO Quan, JIN Ping. A New Estimation Method of Calendar Life for Aircraft Structures Using an Accelerated Precorrosion and Fatigue Test [J]. Corrosion Science and Protection Technology, 2007, 19(3): 229—232.
- [48] 许风和, 李晓骏, 陈新文. 复合材料老化寿命预测技术中大气环境当量的确定 [J]. 复合材料学报, 2001, 18(2): 93—96.
- XU Feng-he, LI Xiao-jun, CHEN Xin-wen. The Determination of Atmospheric Environment Equivalence in Life-Prediction Technology of Composites Aging [J]. Acta Materialiae Compositae Sinica, 2001, 18(2): 93—96.
- [49] 刘海燕, 李喜明, 王红斌. 航空有机玻璃加速老化试验技术研究 [J]. 装备环境工程, 2011, 8(6): 83—87.
- LIU Hai-yan, LI Xi-ming, WANG Hong-bin. Research on Accelerated Weathering Test Technique of Perspex [J]. Equipment Environmental Engineering, 2011, 8(6): 83—87.
- [50] 贺小帆, 刘文斑, 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.
- HE Xiao-fan, LIU Wen-ting, XIANG Jin-wu. Reliability Analysis of Acceleration Corrosion Factor for Fatigue Critical Components Based in The $C-T$ Curve [J]. Journal of Mechanical Strength, 2006, 28(6): 888—892.
- [51] 贺小帆, 刘文斑. 疲劳关键件加速腐蚀因子可靠性分析 [J]. 航空学报, 2005, 26(3): 316—319.
- HE Xiao-fan, LIU Wen-ting. Reliability Analysis of Accelerated Corrosion Factor for Fatigue Critical Components [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(3): 316—319.

(上接第 64 页)

- [10] OKAFOR A C, BHOGAPURAPU H. Design and Analysis of Adhesively Bonded Thick Composite Patch Repair of Corrosion Grind-out and Cracks on 2024 T3 Clad Aluminum Aging Aircraft Structures [J]. Composite Structures, 2006, 76: 138—150.
- [11] JONES R. A Scientific Evaluation of the Approximate 2D Theories for Composite Repairs to Cracked Metallic Components [J]. Composite Structures, 2009, 87: 151—160.
- [12] WEN S W, XIAO J Y, WANG Y R. Accelerated Ageing Behaviors of Aluminum Plate with Composite Patches under Salt Fog Effect [J]. Composites: Part B, 2013, 44: 266—273.
- [13] 张珂, 杨晓华, 匡林. 复合材料补片胶接修补剥蚀金属结构技术研究 [J]. 装备环境工程, 2010, 7(6): 204—207.
- ZHANG Ding, YANG Xiao-hua, KUANG Lin. Study of Composite Patch Glued Joint Repair Technology for Exfoliation Corrosion of Metallic Structure [J]. Equipment Environmental Engineering, 2010, 7(6): 204—207.
- [14] SABELKIN V, MALL S, HANSEN M A, et al. Investigation into Cracked Aluminum Plate Repaired with Bonded Composite Patch [J]. Composite Structures, 2007, 79: 55—66.
- [15] XIONG J J, SHENOI R A. Integrated Experimental Screening of Bonded Composites Patch Repair Schemes to Notched Aluminum-alloy Panels Based on Static and Fatigue Strength Concepts [J]. Composite Structures, 2008, 83: 266—272.
- [16] 中国航空研究院. 应力强度因子手册 [M]. 北京: 科学出版社, 1981.
- China Aviation Academy. Handbook of Stress Intensity Factors [M]. Beijing: Science Press, 1981.