民机结构腐蚀条件下疲劳寿命评定与试验验证

杨洪源 刘文斑

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100083)

摘 要：针对民机结构典型疲劳关键部位——机翼弦向对接部位，进行了腐蚀条件下民机结构疲劳寿命评定方法合理性的试验验证，评定了该部位腐蚀条件下疲劳寿命. 通过关键部位细节模拟试件加速预腐蚀及随后的一般环境下疲劳试验，测定了预腐蚀影响系数曲线；通过腐蚀疲劳试验测定了腐蚀疲劳影响系数；通过关键部位大型结构模拟试件预腐蚀-腐蚀疲劳交替验证试验，测定了典型使用情况下的腐蚀综合修正系数，同时用腐蚀条件下民机结构疲劳寿命评定方法针对交替试验情况进行了评定，结果对比表明该评定方法是合理、可行的. 并给出了机翼弦向对接部位典型使用情况下的疲劳寿命评定结论.

关 键 词：腐蚀；腐蚀疲劳；民用飞机；疲劳寿命

中图分类号：V 216.5

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2007)05-0514-04

Fatigue life evaluation and test verification for civil aircraft structure under corrosive environment

Yang Hongyuan Liu Wenting

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Rationality of the fatigue life evaluated method for civil aircraft structures under corrosive environment was validated by test for the chordwise joint parts of wings which were typical fatigue critical parts of civil aircraft structures. And the fatigue life of this part under corrosion was evaluated. The pre-corrosion curve was obtained by pre-corrosion and followed fatigue test in common environment on simulated specimens of this critical part. The corrosion-fatigue influence factor was obtained by corrosion-fatigue test on the same specimens. Pre-corrosion and corrosion-fatigue alternation tests were carried out on large-scale simulated specimens. And the synthetical correction factor of corrosion under typical using condition was obtained. The correction factor of the alternative test was also obtained by evaluated method. The comparison between the two results shows that the evaluated method is rational and validity. And the fatigue life evaluated result of the chordwise joint parts of wings under corrosion was given.

Key words: corrosion; corrosion fatigue; civil aircraft; fatigue life

以飞行小时数(飞行次数)表示的疲劳寿命是民机结构寿命的主要指标，它对应着民机结构的使用条件——载荷和环境(谱). 环境对飞机结构的安全性和经济性有着重要的影响[1-2]，因此，在设计中的寿命评估和通过全尺寸结构疲劳试验评定寿命时均必须考虑腐蚀环境的影响. 然而，在传统的民机结构疲劳分析方法[3]中并未严格地引入腐蚀环境影响，而全尺寸民机结构疲劳试验通常在室温大气环境下进行，所得寿命评定结论也需考虑腐蚀环境影响加以修正.

通过引入腐蚀影响系数，修正一般环境下定寿结论，文献[4]首次提出了腐蚀条件下飞机结构使用寿命评定方法，文献[5－6]则对腐蚀条件下使用寿命评定的关键技术进行了系统的研究. 其

收稿日期：2006-06-07

作者简介：杨洪源(1977－)，男，贵州遵义人，博士生，yang_hurry@163.com.

研究对象主要是军用飞机(战斗机),不能直接用于民机结构.文献[7]在上述研究成果基础上,针对民机明显不同于战斗机的特点,即空中飞行时间与地面停放时间相比不再是小量,空中腐蚀疲劳对民机的影响明显重于战斗机,建立了适用于民机结构的腐蚀条件下疲劳寿命评定方法.在文献[7]方法中同样引入了预腐蚀与腐蚀疲劳交替作用影响可以忽略的假设,测定预腐蚀影响系数曲线与空中腐蚀疲劳影响系数采用的也是小型的关键部位细节模拟试件.方法的合理性与有效性应当通过典型结构大型模拟试件的预腐蚀-腐蚀疲劳交替试验加以验证,并在验证基础上针对典型民机结构的实际使用情况付诸应用.

本文以支线客机机翼弦向对接部位作为典型结构,以沿海地区作为典型使用环境,以日飞行 8 次(8 h)作为典型使用情况,采用关键部位细节模拟试件测定预腐蚀影响系数曲线与腐蚀疲劳影响系数,采用大型结构模拟试件进行预腐蚀-腐蚀疲劳交替验证试验,验证了文献[7]方法的可行性与合理性,并在此基础上对该典型结构腐蚀条件下的疲劳寿命进行了评定.

1　预腐蚀影响系数曲线的测定

1.1　试验方案

对于民机结构,在预腐蚀和腐蚀疲劳影响交替作用可以忽略的情况下,腐蚀影响系数可以分离为地面停放预腐蚀、空中飞行预腐蚀和空中腐蚀疲劳影响.由于民机结构空中飞行时间相对地面停放时间不是小量,并且空中飞行环境不一定是弱腐蚀环境,因此,需要考虑空中飞行环境预腐蚀影响.参考文献[7]按照腐蚀损伤等效的原则,将空中飞行时间折算为相应的地面停放时间,从而建立统一的当量地面停放时间坐标系,对地面停放和空中飞行环境预腐蚀影响进行考虑.

对于本文选取的疲劳关键部位——机翼弦向对接部位,空中飞行环境为外界大气环境,由于民机飞行通常在 10 km 高空,所处环境相对干燥、洁净,温度在 −50 ℃ 左右,可以认为空中飞行环境为弱腐蚀环境,其预腐蚀影响可以忽略,因此,当量地面停放时间就是实际地面停放时间.

由于民机结构实际的使用年限达 20～30 a,在实际使用环境下预腐蚀到若干指定时间工程上无法实现,通常采用试验室加速环境谱下的预腐蚀试验来测定相当预腐蚀不同使用年限 T_i 对应的预腐蚀影响系数 C_i 值,然后选取合适的 C-T 曲线表达式,通过最小二乘法进行参数拟合,得到 C-T 曲线.

1.2　试 验 件

机翼弦向对接部位细节模拟试件如图 1 所示,试件材料为 2024-T3,连接形式为螺栓连接,试件表面按 XYS2313Ⅲ类薄稀硫酸阳极化后涂 BMS10-11Ⅰ型底漆,装配完成后蒙皮表面涂进口面漆.试件的厚度、孔径和加工工艺以及防腐涂层均与机翼弦向对接部位相同.

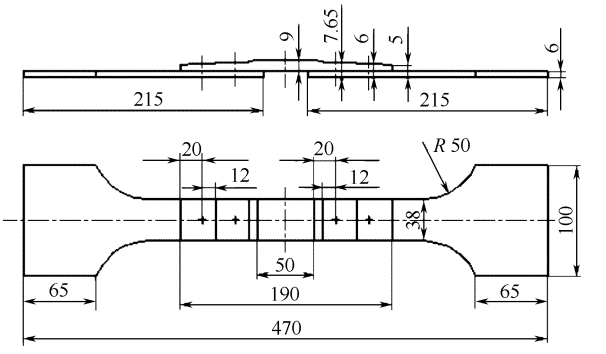


图 1　机翼蒙皮弦向对接部位细节模拟试件

1.3　加速试验环境谱及当量加速关系

机翼弦向对接部位承受着温度交变、雨水、湿气浸入和大气污染作用,构成了该连接部位比较严重的腐蚀环境.参考文献[5]中对疲劳关键部位加速腐蚀环境谱的研究,选取周期浸润形式加速环境谱.

采用疲劳强度对比法确定当量加速关系,给出在沿海地区使用的支线客机机翼弦向对接部位当量加速关系为:加速腐蚀环境谱下作用 38.75 h 相当于外场实际使用 1 a.

加速腐蚀试验在北京航空航天大学 ZJF-75G 周期浸润腐蚀试验箱中进行.

1.4　试验过程

1) 正式试验前通过试验摸索,确定正式试验载荷为(P_{max},P_{min})=(8.7,−0.87)kN;

2) 分别进行预腐蚀相当外场使用 0 a,5 a,10 a,15 a,20 a 和 25 a 的加速腐蚀试验,每组试件数 7 件,有效试件数不少于 5 件;

3) 预腐蚀后疲劳试验在 INSTRON8803 系列 250 kN 疲劳试验机上进行.试验机静载误差小于 1%,动载误差小于 2%.试验环境为室温大气,试验频率 8 Hz,疲劳试验做至试件断裂,记录总寿命.

1.5　试验结果与分析

假定预腐蚀后的疲劳寿命服从对数正态分布,对其分布参数进行估计,得到预腐蚀 T_i 对应

的中值寿命 $N_{50}(T_i)$，则预腐蚀影响系数为 $C(T_i)=N_{50}(T_i)/N_{50}(0)$，$N_{50}(T_i)$和 $C(T_i)$值见表1.

表1 预腐蚀影响系数测定试验结果

i	T_i/a	$N_{50}(T_i)$/次	试件数	$C(T_i)$
1	0	263 027	6	1.000
2	5	247 457	5	0.941
3	10	234 882	5	0.893
4	15	192 398	6	0.731
5	20	189 968	7	0.722
6	25	171 151	7	0.651

选取合适的 C-T 曲线形式对$(T_i, C(T_i))$数据进行拟合分析，一般取如下 C-T 曲线形式：

$$C(T)=1.0-\beta\cdot T^{\alpha}$$

将上式转化为线性函数，然后用最小二乘法对参数 α，β 进行拟合，得

$$C=1.0-0.008\,876\cdot T^{1.1619}$$

相关系数 $r=0.9756$，通过相关系数检验，说明拟合结果良好.

2 腐蚀疲劳影响系数 K 的测定

2.1 试验方案

由于试验室难以实现实际空中飞行环境，K 值通常采用典型试验室单一介质腐蚀疲劳影响系数 k_j 加权百分比组合的方式得到. 根据机翼弦向对接部位空中局部环境特点，参考波音公司对空中飞行环境的分类和组成，选取表2所示4种典型单一介质加权百分比 y_j 组合来模拟空中飞行环境.

表2 空中环境百分比构成

j	单一介质环境	y_j/%
0	室温大气	70
1	潮湿空气	25
2	中性盐雾	2.5
3	酸性盐雾	2.5

采用与上节中相同的试验件与载荷，分别进行上述4种典型单一介质环境下模拟试件的腐蚀疲劳试验. 每组试件数为7件，有效数据不少于5件.

2.2 试验结果与分析

假定机翼蒙皮弦向对接部位细节模拟试件腐蚀疲劳试验寿命服从对数正态分布，分别计算4种环境下的疲劳寿命均值 $N_{50,j}$（$j=0,1,\cdots,3$；$j=0$ 表示室温大气环境），则对应的第 j 种单一介质对应的 $k_j=\dfrac{N_{50,j}}{N_{50,0}}$，$N_{50,j}$和 k_j 值见表3.

$$K=\sum_{j=0}^{3}k_j\cdot y_j=0.859$$

表3 腐蚀疲劳影响系数测定试验结果

j	$N_{50,j}$/次	试件数	k_j
0	263 027	6	1.000
1	141 742	5	0.539
2	129 062	6	0.491
3	127 909	5	0.486

3 预腐蚀-腐蚀疲劳交替验证试验

3.1 试验方案

考虑到交替试验中的预腐蚀试验有个稳定的过程，交替试验周期通常选为2～5 a，腐蚀疲劳试验环境应选择在腐蚀疲劳影响中占主导地位的介质环境，疲劳加载次数为考虑分散系数的对应年限的载荷循环数，并根据 K 和 k_j 值折算为所选环境介质下的加载次数. 根据支线客机典型使用情况，确定每个周期交替试验过程为加速环境谱下预腐蚀到相当外场使用3 a，然后进行潮湿空气环境下的腐蚀疲劳试验. 参考文献[3]中由试验寿命数据确定 $N_{95/95}$ 时引入的系数，根据试验情况确定其取值为试件系数1.0，置信系数1.14，可靠性系数2.1，并考虑试验寿命服从威布尔分布时50%可靠度对应的寿命 $\widehat{N}_{50}$ 约为特征寿命 $\hat{\beta}$ 的0.9倍，综合选取试验循环数的放大系数（分散系数）为2.15. 最后确定每周期腐蚀疲劳加载次数为21 300次.

根据交替验证试验测得的腐蚀综合修正系数 M 与腐蚀条件下民机结构疲劳寿命评定方法分析得到的腐蚀综合修正系数 M' 的比较，验证预腐蚀和腐蚀疲劳影响交替作用可以忽略假设的合理性.

3.2 试验概述

试验采用图2所示模拟试件，试件材料、连接形式、加工工艺、表面防护体系、厚度和孔径与图1所示细节模拟试件一致.

分别进行图2所示模拟试件一般环境下疲劳

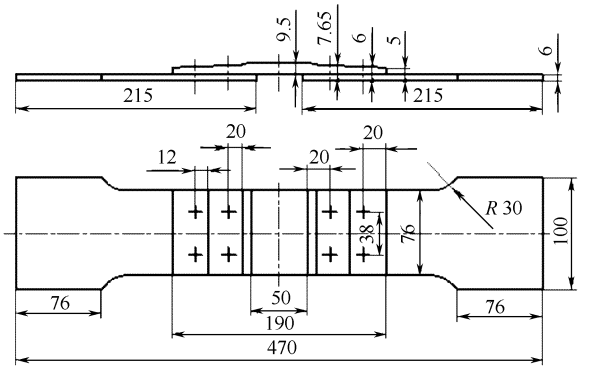


图2 机翼蒙皮弦向对接部位模拟试件

试验和预腐蚀-腐蚀疲劳交替试验. 为保证与图 1 所示试件应力相同,交替验证试验载荷取为其两倍. 预腐蚀试验加速环境谱和当量加速关系与 *C-T* 曲线测定试验中相同.

3.3　试验结果与分析

1) 交替试验结果与分析

假定民机机翼弦向对接模拟试件一般环境和交替试验疲劳寿命均服从对数正态分布,对其分布参数进行估计,得到当量地-空-地循环中值寿命,一般环境下中值寿命 $N_{50}=321\,070$ 次,交替验证试验中值疲劳寿命 $N_{50,\mathrm{CF}}=151\,920$ 次. 考虑地-空-地损伤比 0.553 5,分散系数 2.15,一般环境下飞行次数的中值寿命 $N'_{50}=82\,657$ 次飞行. 将 $N_{50,\mathrm{CF}}$ 折算为综合环境下飞行次数的中值寿命 $N'_{50,\mathrm{CF}}=62\,479$ 次飞行,$M=\dfrac{N'_{50,\mathrm{CF}}}{N_{50,\mathrm{CF}}}=0.755\,9$.

2) 交替试验过程对应的疲劳寿命分析

根据测定的机翼弦向对接部位 *C-T* 曲线和 *K* 值,以及 $N'_{50}=82\,657$ 次飞行,采用腐蚀条件下民机结构疲劳寿命评定分析方法和程序计算得到交替验证试验过程对应的疲劳寿命为 59 104 次飞行. 对应的 $M'=0.715$.

3) 试验结果与分析结果的对比

交替验证试验结果与采用腐蚀条件下疲劳寿命分析方法得到的腐蚀综合修正系数相对偏差为 5.4%.

4　腐蚀条件下疲劳寿命评定

取支线客机的典型使用情况为日平均飞行 8 次,年飞行强度为 2 920 次进行腐蚀条件下疲劳寿命评定. 且已知机翼弦向对接部位一般环境疲劳定寿结论为 110 000 次,考虑机翼弦向对接部位的地-空-地损伤比为 0.553 5,则对应的飞行次数为 60 885 次.

采用民机结构综合环境长寿命设计分析软件系统进行分析,输入年飞行强度、一般环境定寿结论、试验测定的机翼弦向对接部位 *C-T* 曲线和 *K* 值,得到考虑腐蚀影响后机翼蒙皮弦向对接部位疲劳寿命为 46 708 次飞行,综合腐蚀影响系数为 0.767,对应综合环境下的使用年限为 16 a.

5　结　论

1) 本文成功地设计了民机典型结构——机翼弦向对接部位的预腐蚀-腐蚀疲劳交替验证试验,试验结果的分析表明,文献[7]所建立的腐蚀条件下民机结构疲劳寿命评定方法是合理、可行的.

2) 对民机典型结构——机翼弦向对接部位进行了典型使用情况对应的腐蚀条件下疲劳寿命评定,作为文献[7]方法的应用实例,对支线客机该典型结构的设计与评定有重要的应用价值.

参考文献 (References)

[1] David L Simpson, Craig L Brooks. Tailoring the structural integrity process to meet the challenges of aging aircraft[J]. International Journal of Fatigue, 1999, 21: s1－s14

[2] Margery E Hoffman, Paul C Hoffman. Corrosion and fatigue research——structural issues and relevance to naval aviation[J]. International Journal of Fatigue, 2001, 23: s1－s10

[3] 郑晓玲, 李令芳. 民机结构耐久性与损伤容限设计手册(上册)——疲劳设计与分析[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003
Zheng Xiaoling, Li Lingfang. Handbook of durability and damage tolerance design of civil aircraft structure (vol. 1)——fatigue design and analysis[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2003(in Chinese)

[4] 刘文珽, 李玉海, 贾国荣. 腐蚀条件下飞机结构使用寿命的评定与监控[J]. 北京航空航天大学学报, 1996, 22(3): 259－263
Liu Wenting, Li Yuhai, Jia Guorong. Evaluation and supervision of service life for aircraft structures under corrosive condition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1996, 22(3): 259－263(in Chinese)

[5] 李玉海. 腐蚀条件下飞机结构寿命体系评定技术研究[D]. 北京: 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 2001
Li Yuhai. A research on evaluating technique for life system of aircraft structures under corrosive condition[D]. Beijing: School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001(in Chinese)

[6] 贺小帆. 腐蚀条件下飞机结构寿命可靠性关键技术研究[D]. 北京: 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 2003
He Xiaofan. Research on life reliability key techniques for aircraft structures under corrosion condition[D]. Beijing: School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003(in Chinese)

[7] 刘文珽, 杨洪源, 贺小帆. 腐蚀条件下民机结构疲劳寿命评定方法研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(8): 753－756
Liu Wenting, Yang Hongyuan, He Xiaofan. Evaluation of fatigue lives for civil aircraft structures under corrosive conditon[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(8): 753－756(in Chinese)

(责任编辑:刘登敏)