腐蚀条件下民机结构疲劳寿命评定方法研究

刘文▮ 杨洪源 贺小帆
(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 提出了考虑腐蚀环境影响的民机结构疲劳寿命评定方法. 根据腐蚀条件下民机结构使用特点,将其使用过程简化为独立的地面停放与空中环境预腐蚀和空中腐蚀疲劳过程,综合考虑上述影响因素,建立腐蚀影响系数曲线,采用疲劳损伤当量折算方法,对一般环境下的疲劳寿命结论进行修正,可以有效地进行腐蚀条件下民机结构疲劳寿命评定.

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(2004)08-0753-04

Evaluation of fatigue lives for civil aircraft structures under corrosive condition

Liu Wenting Yang Hongyuan He Xiaofan
(School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A method evaluating fatigue lives for civil aircraft structures under corrosive environment was presented. The service process of civil aircraft structures was simplified to two independent parts: pre-corrosion on the ground and in the air environment, corrosion fatigue in the air. All these effect factors were synthesized then the curve of corrosion influence factor(C) versus time(T) could be built up. Then evaluation of civil aircraft structures fatigue lives under corrosive environment could perform effectively by correcting fatigue life under common environment.

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

由于实际使用环境、飞机结构的复杂性以及使用功能的限制,飞机结构存在比较严重的腐蚀. 腐蚀是一种严重的、高费用的问题:一方面,腐蚀和腐蚀/载荷的作用会降低结构的疲劳寿命,或使飞机发生功能失效,成为安全隐患,甚至发生飞行事故,从而影响飞机结构的完整性,使飞机结构达不到长寿命和高可靠性指标;另一方面,使用寿命的降低和航空公司花费大量的时间和经费用于飞机结构腐蚀修理,从而使飞机的经济性降低. 为满足民机的使用要求,必须研究腐蚀对结构寿命的影响.

避免或弱化环境腐蚀影响主要通过设计制造和使用维护过程中的腐蚀控制,但即使严格执行上述措施,仍会存在腐蚀现象,它对结构寿命必然存在影响,因此,在评定疲劳寿命时必须计及腐蚀影响,才能保证所确定寿命的可靠性.

民机结构的疲劳寿命通常采用疲劳强度额定值(DFR)法加以评估,并通过全尺寸结构的疲劳试验验证. 但寿命评估与全尺寸结构疲劳试验均未考虑腐蚀环境的影响,其结论只适用于腐蚀影响可以忽略的一般环境. 鉴于实现真实的地面停放环境腐蚀与空中载荷/环境下腐蚀疲劳全尺寸结构试验工程上无法实现,因此,考虑腐蚀对寿命的影响,进行腐蚀条件下飞机结构疲劳寿命评定的有效途径是对一般环境下的疲劳寿命评定结论进行腐蚀影响修正. 文献[1,2]主要针对战斗机空中弱腐蚀环境和飞行时间与地面停放时间相比很短的特点,建立了对应的腐蚀条件下飞机结构

收稿日期: 2003-05-23
作者简介: 刘文▮(1940-),男,河北高阳人,教授, Lwt-jiang@163.com.

疲劳寿命评定方法,其总体思路为腐蚀条件下民机结构疲劳寿命评定奠定了基础.但是民机的使用特点与战斗机有明显不同,文献[1]的方法无法直接用于民机结构.国外关于飞机结构的腐蚀与防护技术的研究作了大量的工作,制定了相关的一系列标准和规范,但其研究内容主要集中在腐蚀疲劳、失效原因分析、无损检测方法研究以及损伤的修理措施,文献[3]反映了部分研究情况,而对于腐蚀条件下民机结构的疲劳寿命评定方法研究,目前还未见相关报道.本文的目的是:从分析民机使用及腐蚀影响的特点出发,建立适用于民机结构的腐蚀条件下疲劳寿命评定方法及实施技术.

1 民机使用特点与腐蚀影响分析

与战斗机结构相比,民机结构使用特点主要表现为:

1)飞行时间与地面停放时间相比不再是一个小量.战斗机年平均飞行强度最多不过200~300飞行小时,只占地面停放时间的3%左右;而民用客机或运输机每天平均飞行时间大致为6~10 h,与地面停放时间之比约为0.4~0.7.

2)并非所有疲劳关键件空中环境均为弱环境,相当一部分疲劳关键件所处空中局部环境比较恶劣,例如机身气密舱内、特别是卫生间下部的承力件以及发动机附近区域等.也有一些疲劳关键件的空中局部环境较弱,例如机翼长桁及其接头,必须区别对待.

一般情况下,腐蚀影响可认为是地面停放腐蚀影响与空中腐蚀疲劳影响的综合作用.地面停放腐蚀的影响主要表现在腐蚀作用使疲劳关键部位的疲劳品质不断下降,使结构表面产生蚀坑,加剧应力集中而使寿命减少.空中环境腐蚀的影响主要有两方面:一方面,空中环境与载荷共同作用产生的腐蚀疲劳使疲劳损伤加剧,降低疲劳寿命;另一方面,空中环境腐蚀的影响还会使关键部位表面的疲劳品质下降,导致寿命降低.

2 基本假设

2.1 疲劳关键部位的选取和分类

腐蚀条件下疲劳关键部位的选取除了遵循一般环境下的疲劳关键部位的选取原则外,还要综合考虑腐蚀环境的作用,其中一个重要途径是参考或借鉴同类型飞机的外场普查结果.由于结构形式、防护体系以及所处部位的不同,疲劳关键部位局部环境不同,根据局部环境的强弱,将疲劳关键部位简化为3类:

1)空中飞行环境较弱,假设与地面停放腐蚀相比,空中环境对结构疲劳品质的影响可以忽略,记作Ⅰ类;

2)空中环境比较恶劣,腐蚀疲劳对寿命的影响居主导地位,地面停放腐蚀对寿命的影响相对较小,可以忽略,记作Ⅱ类;

3)空中与地面环境影响均不可忽略,必须同时予以考虑,记作Ⅲ类,其中一种特殊情况是空中与地面环境大体相同,记作Ⅲ'类.

2.2 关于考虑腐蚀影响的基本单元的假设

原则上采用一次飞行作为基本单元,其含义为上一次飞行着陆后开始至本次飞行着陆为止,包括地面停放时间与飞行时间.考虑到民机每次飞行的航线、航程可能不同,也可以用一个飞行日作为基本单元,假设一个飞行日的地面停放时间和飞行时间可以归并,形成一次当量飞行.

2.3 关于时间坐标系的假设

将使用时间的实际坐标区分为地面停放时间与空中飞行时间两个坐标系,地面停放时间由每次飞行(或飞行日)的地面停放时间连接在一起组成;而空中飞行时间则由每次飞行(或飞行日)的空中飞行时间连接在一起组成.用 T, T_g, T_a 分别表示使用时间、地面停放时间和空中飞行时间,则有 $T=T_g+T_a$.

2.4 腐蚀影响系数

第 i 次飞行(或飞行日)的腐蚀影响系数 m_i 综合了该次飞行对应的地面停放预腐蚀对疲劳寿命的影响系数 C_{gi} 和空中飞行腐蚀对疲劳寿命的影响系数 K_i^*.

空中飞行环境的影响包含环境与载荷共同作用的腐蚀疲劳对寿命的影响,以及环境使关键部位疲劳品质下降从而对结构寿命产生不利的影响,这两种影响是在飞行中同时发生的.但是,工程上用以确定腐蚀疲劳影响所进行的腐蚀疲劳试验所用时间要比实际的空中飞行时间短得多,比如一次飞行时间为3 h,其当量地-空-地循环数只有一点几次,即使采用多级载荷谱,循环数也不会超过10,试验室腐蚀疲劳试验通常用1~2 Hz进行,10次对应的试验时间只有5~10 s,不及飞行时间的1‰,因此,它只能反映环境与载荷共同作用对寿命的影响,而无法实现空中飞行时间中环境使关键部位疲劳品质下降的因素.本着工程上可以实现的原则,假设上述两种影响可以分离,即将 K_i^* 分解为空中腐蚀疲劳影响系数 K 与环境腐蚀影响系数 C_{ai} 的乘积,即有:$K_i^*=C_{ai}\cdot K$. C_{ai} 的定

义与 C_{gi} 相同.

由于空中环境腐蚀和地面停放腐蚀本质相同,交替作用形成完整的环境腐蚀过程,因此 C_{ai} 应与 C_{gi} 综合形成统一的环境腐蚀影响系数 C_i,于是有 $m_i = C_i \cdot K$.

2.5　关于腐蚀疲劳累积损伤理论的假设

在地面停放与空中环境预腐蚀和空中腐蚀疲劳影响可以分离的假设前提下,假设腐蚀疲劳损伤服从线性累积损伤理论,每次飞行造成的损伤可以线性累积.

3　腐蚀条件下疲劳寿命评定方法

3.1　基本思路

以一般环境下的疲劳定寿结论 N_c^*(飞行次数或飞行小时数)为基础,将腐蚀条件下每次飞行(或飞行日)等损伤地折算为一般环境下的当量飞行次数 N_i^*(或飞行日数),为方便起见,以下均用飞行次数为表示方法.

$$N_i^* = \frac{1}{m_i} \tag{1}$$

逐次累加腐蚀条件下飞行次数对应的 N_i^*,直至其达到 N_c^*,对应的腐蚀条件下飞行次数即为腐蚀条件下的疲劳寿命 N_c.

$$\sum_{i=1}^{n} N_i^* = N_c^* \Rightarrow N_c = n \tag{2}$$

根据第 2.4 节中的假设,第 i 次飞行的综合腐蚀影响系数

$$m_i = C_i \cdot K \tag{3}$$

假设单一介质下腐蚀疲劳寿命 $N_i(T)$ 曲线变化趋势相同[1],从而可以认为对于每次飞行,K 值是不变的.

确定 C_i 的基本方法是:按照腐蚀损伤相当的原则将空中环境作用时间 T_a 当量为地面停放时间 T_a^*,即将总使用时间 T 当量为地面停放时间 $T^* = T_g + T_a^*$. 于是有:$C_i = C_g(T_i^*)$.

从而(1)式转化为

$$N_i^* = \frac{1}{m_i} = [C_g(T_i^*) \cdot K]^{-1} \tag{4}$$

3.2　地面停放腐蚀影响系数曲线的测定

1) 测定方法

地面停放预腐蚀影响系数定义为

$$C_g = \frac{(N_\beta)_g}{(N_\beta)_0} \tag{5}$$

式中　$(N_\beta)_g$ 与 $(N_\beta)_0$ 分别为预腐蚀 T_g 时间后和不进行预腐蚀所对应的关键部位模拟试件一般环境下的特征疲劳寿命.

取若干组(通常为 5 ~ 7 组)模拟试件,在加速环境谱下预腐蚀到相当地面停放不同时间 $T_{gj}(j=0,1,\cdots,m)$,$j=0$ 表示不进行预腐蚀. 然后进行结构关键部位应力谱下的疲劳试验,取得对应的特征寿命 $(N_\beta)_{gj}$,计算对应的 $C_{gj}(j=1,2,\cdots,m)$.

选择合理的 $C_g \sim T_g$ 函数表达式,常用的函数形式为

$$\left.\begin{aligned} C_g &= 1 - aT_g^b \\ C_g &= e^{aT_g^b} \end{aligned}\right\} \tag{6}$$

[2]

由 m 组 (T_{gj}, C_{gj}) 数据进行拟合确定式中参数.

由于 T_g 数以年计,最长可达民机的使用年限(20 ~ 30 年),因此,在关键部位局部环境下预腐蚀到若干指定时间,工程上无法实现,通常要采用试验室加速环境谱下预腐蚀予以实现,即建立加速环境谱及其作用时间与 T_g 之间的当量加速关系,通过加速谱下预腐蚀若干时间表示对应的 T_g. 其中加速环境谱和当量加速关系的确定方法可以参考文献[2,4,5].

2) 谱载疲劳试验

模拟试件的谱载疲劳试验载荷应采用一般环境下疲劳寿命试验应力谱,应由关键部位名义应力谱乘以试件截面积构成. 由于民机结构载荷谱中,地-空-地循环损伤占总损伤的大部分,因此,一般采用当量地-空-地恒幅应力谱进行疲劳试验.

3.3　空中环境腐蚀影响的考虑

如第 3.1 节所述,考虑空中环境腐蚀影响的核心问题是确定当量地面停放时间 T_a^*. 在采用相同加速环境谱的前提下,地面停放环境谱与空中环境谱的当量加速关系不同,若分别为 β_g,β_a,则有

$$T_{ai}^* = \frac{\beta_g}{\beta_a} \cdot T_{ai} \tag{7}$$

由于空中环境谱通常用几种典型试验室单一介质的百分比组成描述,一般由干燥空气、潮湿空气、中性盐雾、盐雾+SO_2(酸性盐雾)等试验室典型环境各占一定百分比(总计 100%)表示,而且难以得到空中环境下的结构不同年限的腐蚀情况调研结果,在确定 β_a 时通常采用当量折算法.

3.4　K 的确定

对民机主要疲劳关键部位而言,以航线高度为基础,结合该部位局部环境因素,编制适用于整个空中飞行阶段的统一的空中局部环境谱,由 $j=1,2,\cdots,p$ 种典型试验室环境各占百分比 y_j 构成.

典型试验室环境与第3.3节相同.

由于试验室难以进行综合环境下的腐蚀疲劳试验,工程上通常采用单一介质加权百分比方法确定[2]腐蚀疲劳影响系数. 第 j 种单一试验室典型环境下的腐蚀疲劳影响系数 ξ_j 为单一典型环境 j 与干燥空气下特征寿命的比值,从而有

$$K = \sum_{j=1}^{p} \xi_j y_j \tag{8}$$

4 3类关键部位评定方法的简化

4.1 Ⅰ类情况

在第3节的一般情况评定方法中略去 C_a 的影响,于是有

$$m_i = C_g(T_{gi}) \cdot K \tag{9}$$

$$N_i^* = \frac{1}{m_i} = [C_g(T_{gi}) \cdot K]^{-1} \tag{10}$$

4.2 Ⅱ类情况

略去 C_g 的影响,于是有

$$m_i = C_{ai} \cdot K \tag{11}$$

$$N_i^* = \frac{1}{m_i} = (C_{ai} \cdot K)^{-1} \tag{12}$$

式中 $$C_{ai} = C_g(T_{ai}^*)$$

4.3 Ⅲ'类情况

由于 $T_{ai}^* = T_{ai}$,于是有

$$m_i = C_g(T_i) \cdot K \tag{13}$$

$$N_i^* = \frac{1}{m_i} = [C_g(T_i) \cdot K]^{-1} \tag{14}$$

5 结 论

针对民机结构使用特点,通过引入腐蚀影响系数修正一般环境下所得疲劳寿命结论,建立了在指定使用环境(地面环境和空中环境)下,民机结构疲劳寿命评定的一般方法,提出了确定腐蚀影响系数的实施技术,可以用于各类民机结构腐蚀条件下的疲劳寿命评定.

参考文献 (**References**)

[1] 刘文▮,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)

[2] 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:北京航空航天大学飞行器设计与应用力学系, 2001
Li Yuhai. Evaluation of life system for aircraft structures under corrosive condition[D]. Beijing: Dept. of Flight Vehicle Design and Applied Mechanics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2001(in Chinese)

[3] Groner D J. US airforce aging aircraft corrosion[R]. AIAA Paper 97-1364, Washington D C: American Institute of Aeronautics and Astronautics,1997

[4] 刘文▮,蒋冬滨. 飞机结构疲劳关键危险部位加速腐蚀试验环境谱研究[J]. 航空学报,1998,19(4):434~438
Liu Wenting, Jiang Dongbin. Study on accelerated corrosion test environment spectrum for critical area[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,1998,19(4):434~438(in Chinese)

[5] Wanhill R J H, Luccia J J De. An AGARD-coordinated corrosion fatigue cooperative testing programme (CFCTP)[R]. AD-A113731, AGARD-R-695, 1982