DFR 腐蚀影响系数及其试验测定

鲍 蕊 张建宇 郑晓玲 费斌军

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 为使腐蚀环境下民机结构疲劳分析的细节疲劳额定值(DFR)方法具有更广泛适用性,对 DFR 腐蚀影响系数与腐蚀环境的关系进行了研究,将 DFR 的腐蚀影响系数分解为地面停放腐蚀影响系数和空中腐蚀疲劳影响系数,建立了地面停放腐蚀影响系数与地面停放腐蚀时间的关系,以及空中复杂综合环境腐蚀疲劳影响系数与单一介质环境腐蚀影响系数的关系. 通过试验测定了各种典型情况的 DFR 腐蚀影响系数,试验结果说明 DFR 腐蚀影响系数随着地面停放腐蚀时间的增加和环境腐蚀性的增强而降低,腐蚀疲劳的影响较停放腐蚀的影响更严重. 分析实例具体说明了腐蚀条件下 DFR 方法的具体步骤和所需数据,并体现出疲劳分析中计及腐蚀影响的必要性.

关 键 词: 疲劳; 腐蚀; 腐蚀疲劳; 试验; 民用飞机; 细节疲劳额定值

中图分类号: O 346.2; V 215.5; V 216.3; TB 304

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2006)06-0639-06

Theoretical and experimental determination of DFR-corrosion-influence-factors

Bao Rui Zhang Jianyu Zheng Xiaoling Fei Binjun

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

Abstract: The relationship of detail fatigue rating(DFR)-corrosion-influence-factors and aggressive environments was studied, which makes the DFR method under erosion environments for civil aircraft structures' fatigue analysis more applicable to different structure details and different service environments. The way was established to decompose DFR-corrosion-influence-factor into ground-corrosion- influence-factor and air-corrosion-fatigue-influence-factor. The relationship between ground-corrosion-influence-factor and corrosion time as well as the relationship of perplexing environment corrosion-fatigue-influence-factor and mono-medium corrosion-fatigue-influence-factors were studied. Experiments for typical influence factors testing were conducted and reported. The results show that DFR-corrosion-influence-factors are decreasing as the increasing of ground-corrosion-time and the aggravating of environments causticity. The influence of corrosion fatigue is much serious than that of ground-corrosion. The example of structure fatigue analysis with DFR method under corrosive environment shows the detail steps and data requirements. The analysis indicates that DFR of a given structure is reduced significantly by corrosion, and the influence must be taken into account properly in fatigue analysis.

Key words: fatigue; corrosion; corrosion-fatigue; experiment; civil aircraft; detail fatigue rating

安全性是民用飞机结构设计的根本要求,长寿命、低维修成本构成的经济性是实现民机市场价值的保证,而疲劳设计是保证民机结构安全性和长寿命的根本途径. 民机的年飞行强度大,服役环境复杂,在腐蚀和循环载荷的协同和交替作用下,结构的疲劳性能严重降低,直接影响到民机的安全性和经济性. 在防腐体系不能可靠地保证结构免受腐蚀影响的情况下,在民机结构的疲劳分析方法中,必须充分考虑腐蚀的影响.

作者在文献[1]中,提出了建立腐蚀条件下民机结构疲劳分析的细节疲劳额定值(DFR)方法的基本思想,并提出了 DFR 当量折算系数的概

收稿日期: 2005-06-23

作者简介: 鲍 蕊(1978-),女,内蒙古呼伦贝尔人,博士后, RBao@buaa.edu.cn.

念和确定方法;在文献[2]中,提出了DFR的升降法测定方法,并基于此提出了DFR腐蚀直接影响系数及其确定方法[3]. 由此构建了腐蚀环境下DFR方法的基本构架,既保持了DFR方法原有的优点,又充分考虑了环境的影响,使分析结果更接近于实际情况. 为使该方法对各种结构和使用情况具有广泛适用性,本文将研究DFR的腐蚀影响系数与腐蚀环境的关系,并通过试验测定DFR腐蚀影响系数,对试验结果进行讨论,最后通过对一个结构细节采用腐蚀条件下的DFR方法进行疲劳分析,说明该方法的具体步骤和所需要的数据.

1 DFR腐蚀影响系数

1.1 DFR腐蚀影响系数的分解

DFR同疲劳寿命一样,是结构细节疲劳质量的特征参量,是指结构件在应力比 $R=0.06$ 的等幅载荷下,以95%置信度,95%可靠度,循环寿命 $N=10^5$ 时能承受的最大应力. DFR的腐蚀影响系数定义为腐蚀条件下用于疲劳评定的DFR和一般环境下的DFR的比值. DFR腐蚀影响系数可由疲劳寿命当量折算方法和升降法测定方法确定[1-3]. 为区别2种确定方法,将由疲劳寿命当量折算方法确定的DFR腐蚀影响系数称为DFR的腐蚀当量折算系数,用 M_{De} 表示,由升降法测定的DFR的腐蚀影响系数称为DFR腐蚀直接影响系数,用 M_{Dd} 表示. M_{De} 与腐蚀对疲劳寿命影响系数的关系为

$$M_{\mathrm{De}} = (c+1)/(c/M_N+1) \tag{1}$$

$$M_N = S^{\lg\frac{N_1}{N_0}} \tag{2}$$

式中,M_N 为腐蚀对疲劳寿命的影响系数;N_1 和 N_0 分别为腐蚀条件下和一般环境下的疲劳寿命;c 和 S 为参数,与材料和应力水平有关[1,3].

由于腐蚀的影响,结构的使用过程是疲劳质量不断降低的过程,腐蚀随着服役时间的延长,造成的结构损伤越来越严重,结构的剩余强度不断下降,表征结构疲劳品质的DFR也不断降低. DFR和疲劳寿命是疲劳分析中2个不同的特征量,但反映的都是结构细节的疲劳品质. 腐蚀对DFR影响的分析处理方法可借鉴腐蚀对疲劳寿命影响的处理方法. 类似腐蚀条件下民机结构疲劳寿命的评定方法[4],假设无应力作用时腐蚀对疲劳性能的影响和腐蚀与应力协同作用时对疲劳性能的影响相互独立,可以将DFR的腐蚀影响系数 M_{D} 分解为地面停放腐蚀影响系数 M_{Dg} 和空中飞行腐蚀疲劳影响系数 M_{Da}. M_{Dg} 反映的是腐蚀造成的结构损伤,是随着腐蚀时间的增加而加剧的,故经历不同的飞行和停放时间(飞行次数)后的值不同;空中腐蚀疲劳相当于由于腐蚀的作用放大了每次载荷作用造成的损伤,对于处于一定空中环境的结构细节,这种损伤的加速作用是一定的,M_{Da} 并不随着飞行次数的增加而改变. 对于 M_{De},根据式(1)得:

$$\left.\begin{aligned} M_{\mathrm{Deg}} &= (c+1)/(c/M_{N\mathrm{g}}+1) \\ M_{\mathrm{Dea}} &= (c+1)/(c/M_{N\mathrm{a}}+1) \end{aligned}\right\} \tag{3}$$

又

$$M_N = S^{\lg\frac{N_1}{N_0}} = S^{\lg\left(\frac{N_1'}{N_0}\frac{N_1}{N_1'}\right)} = S^{\lg\frac{N_1'}{N_0}}S^{\lg\frac{N_1}{N_1'}} = M_{N\mathrm{g}}\cdot M_{N\mathrm{a}} \tag{4}$$

故

$$M_{\mathrm{De}} = \frac{c+1}{\dfrac{(c+1-M_{\mathrm{Deg}})(c+1-M_{\mathrm{Dea}})}{cM_{\mathrm{Deg}}M_{\mathrm{Dea}}}+1} \tag{5}$$

式中,N_1' 为只有地面停放腐蚀影响而无空中腐蚀疲劳影响的情况下的疲劳寿命;M_{Deg} 为地面停放腐蚀当量折算系数;M_{Dea} 为空中腐蚀疲劳当量折算系数. 由式(5)变换得:

$$M_{\mathrm{De}} = \frac{cM_{\mathrm{Deg}}M_{\mathrm{Dea}}}{c+(1-M_{\mathrm{Deg}})(1-M_{\mathrm{Dea}})} \tag{6}$$

在民机结构工程考虑的范围内,式(6)可近似写为

$$M_{\mathrm{De}} = M_{\mathrm{Deg}}\cdot M_{\mathrm{Dea}} \tag{7}$$

对于DFR的 M_{Dd}:

$$M_{\mathrm{Dd}} = M_{\mathrm{Ddg}}\cdot M_{\mathrm{Dda}} \tag{8}$$

式中,M_{Ddg} 为地面停放腐蚀直接影响系数;M_{Dda} 为空中腐蚀疲劳直接影响系数.

按照腐蚀环境的不同,可以将需要用DFR方法进行疲劳分析的疲劳关键件分为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,此时:

$$M_{\mathrm{D}} = M_{\mathrm{Dg}} \tag{9}$$

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,此时:

$$M_{\mathrm{D}} = M_{\mathrm{Da}} \tag{10}$$

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,此时 M_{D} 只能按照式(5)、式(7)或式(8)计算. DFR的 M_{Dg}(M_{Deg},M_{Ddg})和 M_{Da}(M_{Dea},M_{Dda})要由试验确定.

1.2 地面停放腐蚀影响系数 M_{Dg}

通常认为,地面停放腐蚀对结构件疲劳寿命

的影响与腐蚀时间有关,腐蚀对疲劳寿命的影响与地面停放腐蚀时间 T 的关系可表示为幂函数形式[5]:

$$N'/N_0 = 1 - \beta T^{\alpha} \tag{11}$$

由式(1)得,M_{Deg}也可以表示为 T 的函数,如式(12)所示. M_{Deg}与 T 的关系示意图见图 1.

$$M_{\mathrm{Deg}} = \frac{c+1}{\dfrac{c}{S^{\lg(1-\beta T^{\alpha})}}+1} \tag{12}$$

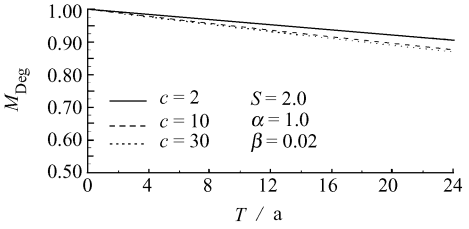


图 1　典型情况下 M_{Deg}与 T 的关系

从图 1 可见,M_{Deg}与 T 的关系可近似表示为

$$M_{\mathrm{Deg}} = 1 - \beta T^{\alpha} \tag{13}$$

M_{Ddg}可以直接测得其与 T 的关系:

$$M_{\mathrm{Ddg}} = f(T) \tag{14}$$

根据腐蚀对疲劳寿命影响的分析经验及 M_{Deg}与 T 的关系,可以假设 $f(T)$ 为幂函数形式:

$$f(T) = 1 - \beta T^{\alpha} \tag{15}$$

由于 M_{Dg}是 T 的函数,若分析时均采用设计使用年限对应的腐蚀影响系数,必将得到保守的结果,甚至做出错误的判断. 应该采用积分的方法对整个过程的累积腐蚀影响进行分析.

设在某一使用阶段(对应 DFR 腐蚀影响系数为 M_{D})飞行 Δt 时间相当于在一般环境下飞行 t_0 时间,由 M_{D} 与腐蚀对疲劳寿命的影响系数的关系式(1)得:

$$t_0 = 10^{-\log S^{\frac{cM_{\mathrm{D}}}{c+1-M_{\mathrm{D}}}}} \cdot \Delta t \tag{16}$$

则 T 时刻结构的损伤为

$$D_T = \frac{1}{T_0}\int_0^T 10^{-\log S^{\frac{cM_{\mathrm{D}}(t)}{c+1-M_{\mathrm{D}}(t)}}}\mathrm{d}t \tag{17}$$

式中,T_0 为一般环境下的寿命.

也可以用 T 时刻的 DFR 定义结构的损伤:

$$D_T = (\gamma_0 - \gamma_T)/(\gamma_0 - \gamma_{T\mathrm{c}}) \tag{18}$$

式中,γ_0 为一般环境下的 DFR;γ_T 为计及累积地面停放腐蚀影响的 T 时刻结构的 γ;$\gamma_{T\mathrm{c}}$为损伤达到 1 时的临界 DFR.

T 时刻 DFR 的累积地面停放腐蚀影响系数:

$$M_{\mathrm{D}T} = \gamma_T/\gamma_0 \tag{19}$$

由式(18)、式(19)得:

$$M_{\mathrm{D}T} = 1 - \left(1 - \frac{\gamma_{T\mathrm{c}}}{\gamma_0}\right) \cdot \frac{1}{T_0}\int_0^T 10^{-\log S^{\frac{cM_{\mathrm{D}}}{c+1-M_{\mathrm{D}}}}}\mathrm{d}t \tag{20}$$

1.3　空中腐蚀疲劳影响系数 M_{Da}

M_{Da}反映的是腐蚀介质与应力协同作用对疲劳性能的影响,空中大气环境不同,这种影响也各异. 对金属的疲劳性能影响较为严重的是大气中的水蒸气、NaCl 和 SO_2 等. 为研究方便,可以将复杂的大气环境近似为几种典型气体环境的组合,通过不同典型气体环境所占的比例不同,反映不同地区和高度上大气环境的湿度、成分、PH 值等特征. 而关于综合大气环境对疲劳关键部位疲劳性能的影响,也可以从几种典型气体环境对疲劳性能的影响入手,建立起典型腐蚀环境的影响系数和综合环境的影响系数的关系,这样典型环境下的试验结果才具有更普遍的意义.

在工程上,可以近似认为,有环境作用下结构损伤 D 可由单纯载荷循环的损伤 D_{f} 和腐蚀修正系数 ε 得到:

$$D = \varepsilon D_{\mathrm{f}} \tag{21}$$

ε 反映了腐蚀影响的强弱,可以认为和腐蚀电流 I_{corr}的大小成正比:

$$\varepsilon = K \cdot I_{\mathrm{corr}} \tag{22}$$

根据电化学知识,由 j 种单一介质按照百分比 y_j 组成的综合环境下的 I_{corr}与单一介质的腐蚀电流的关系可以表示为[6]

$$I_{\mathrm{corr}} = \sum_i I_{\mathrm{corr}i} = \sum_j y_j \cdot v_j \tag{23}$$

式中,v_j 是第 j 种单一环境下腐蚀电流的函数.

故综合环境下结构的损伤:

$$D = \left(K\sum_j y_j \cdot v_j\right) D_{\mathrm{f}} = \sum_j y_j \cdot (\varepsilon_j \cdot D_{\mathrm{f}}) \tag{24}$$

式中,ε_j 为第 j 种单一介质下结构损伤修正系数.

所以,综合环境对疲劳寿命的影响系数为 ξ 与第 j 种单一介质对疲劳寿命的影响系数为 ξ_j 的关系为

$$\xi = \frac{N_c}{N_0} = \frac{1\Big/\left(\sum_j y_j \cdot \varepsilon_j \cdot D_{\mathrm{f}}\right)}{1/D_{\mathrm{f}}} = \frac{1}{\sum_j y_j \cdot \varepsilon_j} = \frac{1}{\sum_j \dfrac{y_j}{\xi_j}} \tag{25}$$

故空中腐蚀疲劳对 DFR 的当量折算系数 M_{Dea}:

$$M_{\mathrm{Dea}} = \frac{c+1}{c \cdot S^{\lg\left(\sum\limits_j \frac{y_j}{\xi_j}\right)} + 1} \tag{26}$$

空中腐蚀疲劳对 DFR 的直接影响系数 M_{Dda},同样可以假设第 j 种腐蚀环境对 DFR 的直接影响

系数为 M_{Ddaj},该种介质环境加权系数为 y_j,则

$$M_{\mathrm{Dda}} = \sum_j y_j \cdot M_{\mathrm{Ddaj}} \tag{27}$$

2 试验研究

2.1 试验内容

采用民机结构常用材料2024-T3铝合金δ1.8 mm板材,选取铆接部位的蒙皮含铆钉孔细节模拟试件进行疲劳试验. 试件形式如图2所示.

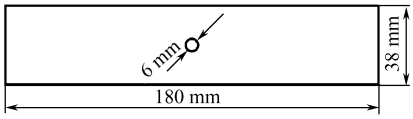


图2 试件形式

主要完成的试验内容包括常规环境和潮湿空气环境下的升降法试验、常规环境和3种典型腐蚀环境下的疲劳寿命试验、当量典型外场腐蚀年限的预腐蚀和疲劳试验.

常规环境指一般的实验室空气、室温条件,温度在25±5℃范围内,湿度小于60%. 几种典型腐蚀环境包括潮湿空气、中性盐雾和酸性盐雾,其中潮湿空气的湿度大于90%,中性盐雾为3.5% NaCl溶液喷雾,酸性盐雾为3.5% NaCl溶液中加入稀硫酸,喷雾[7],各种典型腐蚀环境的试验温度均为室温(25±5)℃范围内.

预腐蚀+常规疲劳试验进行4组,即对当量为0 a,10 a,20 a,30 a 4种典型腐蚀年限后的试件进行常规环境下的疲劳试验.

2.2 试验方法

2.2.1 预腐蚀试验

预腐蚀试验是为了模拟在地面停放环境下产生的腐蚀,采用加速环境下的腐蚀,参照国内外同类研究,采用周浸方式进行预腐蚀试验,其当量加速关系和具体实施过程参照参考文献[7]进行. 加速预腐蚀装置为ZJF-75G周浸试验箱.

预腐蚀溶液采用纯净水配制质量百分比浓度为5% NaCl溶液,加入3% ~5%的稀 H_2SO_4,使PH值为4±0.5,温度控制范围(40±2)℃,湿度控制范围(90±5)%. 周浸频率为2周/h,每周试件浸入溶液的时间大约为7.5 min,在溶液外用远红外烘烤灯烘干时间约为22.5 min.

预腐蚀试验的当量加速关系应该根据结构细节所处的位置、结构实际环境谱、加速谱等条件给出. 本文不对当量加速关系做专门的研究. 根据相关文献研究成果和以往的试验经验,采用加速预腐蚀试验时间6 h相当于外场腐蚀1 a的当量加速关系. 文中的加速预腐蚀试验时间分别为0 h,60 h,120 h,180 h,分别当量于外场腐蚀的0 a,10 a,20 a和30 a.

2.2.2 疲劳及腐蚀疲劳试验

疲劳试验的加载设备为MTS880-100kN电液伺服疲劳试验机,其静载的相对误差不超过±0.5%,动载相对误差不超过±1%. 常规疲劳试验的加载频率为16 Hz,腐蚀疲劳试验的加载频率为2 Hz,加载波形为正弦波,应力比为 $R=0.06$,最大载荷 $P_{\max}=9.7$ kN(等幅试验).

腐蚀疲劳的腐蚀装置为自制有机玻璃介质盒和喷雾装置,潮湿空气采用纯净水喷雾,湿度大于90%,中性盐雾采用3.5% NaCl溶液喷雾,PH值在6.5左右,酸性盐雾采用3.5% NaCl溶液3% ~5%的稀 H_2SO_4 喷雾,PH值在4.0左右.

升降法试验[2]的应力极差在3% ~5%,应保证试验数据分散在4~5级应力水平上,疲劳寿命在 10^5 左右. 常规环境条件下的应力级差为0.4 kN,应力水平从9.3~10.9 kN分成5级;升降法试验的典型腐蚀环境选用潮湿空气,应力级差为0.4 kN,应力水平从8.1~9.7 kN分成5级. 试验从较高的应力水平做起,根据上一件试验结果确定下一件试验的应力水平,试件个数要满足由变异系数确定的最少试件数和升降图闭合条件.

2.3 试验结果与结果分析

2.3.1 试验结果

常规环境和典型腐蚀环境下的疲劳寿命试验结果列于表1,经过预腐蚀的试件的疲劳试验数据列于表2. 常规环境和潮湿空气环境下的升降法试验得到升降图如图3所示. 各种条件下的试验件数均满足由变异系数确定的最少试件数要求,升降法试验数据满足升降图闭合条件.

2.3.2 DFR腐蚀影响系数

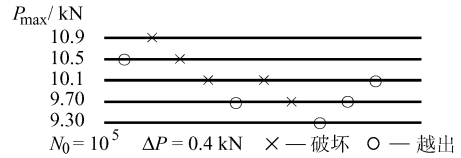
根据参考文献[1]和上文的论述以及试验内容,确定 M_{Dg} 采用疲劳寿命当量折算的方法,见式(3). 其中,M_{Ng} 由表2中的数据确定;参数 c 根据试验确定为3.182 86. 各种典型腐蚀年限下的 M_{Dg} 见表3. 根据表3数据和式(13)给出的 M_{Deg} 与 T 的函数关系形式拟合得:

$$M_{\mathrm{Deg}} = 1 - 0.000\ 22T^{1.580\ 03} \tag{28}$$

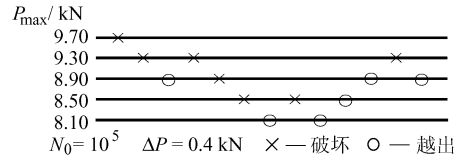
根据表1所列数据确定典型环境对寿命的腐蚀疲劳影响系数 M_{Na} 及各种典型环境下DFR的腐蚀疲劳当量折算系数 M_{Dea},见表4.

表1 典型环境下疲劳寿命试验结果

环境	对数均值 μ	对数标准差 s	试件数



a　常规环境升降图



b　潮湿空气环境升降图

图 3　试验得到的 2 种环境下的升降图

常规环境	5.075 40	0.055 12	5
潮湿空气	4.843 65	0.070 15	5
中性盐雾	4.817 40	0.017 22	5
酸性盐雾	4.734 23	0.108 95	5

表 2　预腐蚀后疲劳寿命试验结果

预腐蚀年限/a	对数均值 μ	对数标准差 s	试件数
0	5.075 4	0.055 12	5
10	5.037 8	0.078 86	5
20	5.045 2	0.060 17	5
30	4.978 7	0.060 72	6

表 3　DFR 法的 M_{Deg}

当量外场腐蚀年限/a	0	10	20	30
M_{Deg}	1.0	0.981 64	0.984 40	0.950 31

表 4　典型环境下的 M_{Dea}

环境	常规环境	潮湿空气	中性盐雾	酸性盐雾
M_{Dea}	1	0.883 72	0.869 14	0.833 97

通过升降法试验结果(升降图)按照参考文献[4]所述的方法进行数据统计,得相应环境下的 DFR γ_d 及 DFR 腐蚀直接影响系数,如表 5 所示.

$$\gamma_0 = \hat{S}_{95/95} = \hat{P}_{95/95}/(\delta \cdot W) \tag{29}$$

$$M_{Dd} = \gamma_d/\gamma_0 \tag{30}$$

2.3.3　典型环境下的 DFR

由升降法试验数据可以直接获得典型环境下的 DFR,见表 5.

由疲劳寿命数据得到结构的 DFR 的步骤是由寿命数据得到特征寿命,进而获得基本可靠性寿命 $N_{95/95}$,由标准 *S-N* 获得结构的 DFR. 由寿命数据得到的常规环境下的 DFR 为 107 MPa,进而由各种腐蚀环境影响系数得潮湿空气环境 DFR 为 94.6 MPa,中型盐雾环境 DFR 为 93.0 MPa,酸性盐雾环境 DFR 为 89.2 MPa.

表 5　升降法试验统计结果

环境条件	载荷均值	标准差	$\hat{P}_{95/95}$	细节疲劳额定值	M_{Dd}
常规环境	10.06	0.912 2	7.378 8	108	1
潮湿空气	8.77	0.731 2	6.523 4	95.4	0.883 3

3　分析实例

对位于机身顶部的无载荷传递的蒙皮桁条组合件的蒙皮结构进行疲劳分析,检验结构是否满足设计寿命要求,若满足,确定结构的使用寿命. 结构形式如图 4 所示,设计要求见表 6.

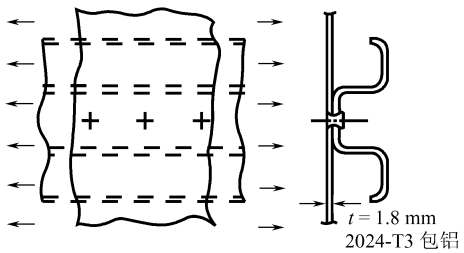


图 4　结构示意图

表 6　结构细节设计分析参数

目标寿命		疲劳可靠性系数	地-空-地应力/MPa		地-空-地损伤比	当量地-空-地循环数
飞行次数	使用年限/a		最小	最大		
60 000	20	1.5	7.0	95.7	0.827	108 827

结构的使用情况,可认为前述加速腐蚀试验的环境及当量加速关系模拟了该结构的地面腐蚀情况;空中腐蚀环境主要考虑在起飞和着陆阶段低空飞行环境的影响,主要是冷凝水的作用,综合环境的可当量为 35% 标准试验室空气/室温(常规环境)、55% 潮湿空气、5% 中性盐雾和 5% 酸性盐雾的组合.

由于结构当量地-空-地循环数等在表 6 中已给出,以下分析从确定被检查细节的 DFR 开始.

1) 确定使用环境条件下被检查细节的 DFR. 由试验结果或参考文献[8]中的基本结构得该结构的 DFR 基准值为 120 MPa.

计算得结构在一般环境下的 DFR 为 110.2 MPa,结构在一般环境下的疲劳寿命为 33.42 a. 该结构的 M_{Deg} 与 T 的关系采用式(28)所示的试验结果,空中综合环境为 4 种典型环境的加权组合,其中加权系数分别为 0.35,0.55,0.05,0.05. 计算得该结构该环境使用 20 a 时的 DFR 累积 M_{Deg} 和 M_{Dea} 分别为 0.986 94 和 0.919 13. 结构对应用于设计使用寿命 20 a 疲劳分析的 DFR 为 110.2×0.986 94×0.919 13 = 99.96 MPa.

2) 确定地-空-地许用应力. 由使用环境下结构的 DFR 和标准 *S-N* 曲线确定结构的地-空-地许用应力 $\sigma'_{max} = 98.59$ MPa.

3) 计算疲劳裕度为 $(\sigma'_{max}/\sigma_{max}) - 1 = 0.030$.

疲劳裕度大于零,说明结构设计可以满足设计使用要求.

4) 计算要求的结构 DFR 为97.04 MPa.

5) 计算可靠性寿命(疲劳寿命). 随着结构的疲劳寿命(载荷循环数和使用年限)的提高,结构要求的 DFR 增加,而由于腐蚀的影响,结构实际的 DFR 减小,当二者相等时,结构达到使用寿命. 该结构达到破坏时的当量地-空-地循环数 N_{GAG}、飞行次数 N_R 和飞行年限 T_R 分别为 N_{GAG} = 123 116, N_R = 67 878, T_R = 22.6 a.

4 结 论

通过本文的理论和试验研究,可以得到以下结论:①为便于腐蚀条件下 DFR 方法的应用,以弱腐蚀条件下无应力作用时腐蚀对疲劳性能的影响和腐蚀与应力协同作用时对疲劳性能的影响相互独立的假设为基础,可以将 M_D 分解为 M_{Dg} 和 M_{Da}. M_{Dg}可以表示成 T 的函数,可以用幂函数的形式表示,在疲劳分析时,应该采用本文给出的 DFR 的累积地面停放腐蚀影响系数;空中综合环境可认为由几种单一介质环境组成,M_{Da}是几种单一介质的腐蚀疲劳影响系数的加权平均;②试验表明腐蚀影响系数随着地面停放腐蚀时间的增加和环境腐蚀性的增强而降低,腐蚀疲劳对 DFR 的影响程度明显大于预腐蚀的影响;③分析实例表明,考虑腐蚀后,分析得到的结构 DFR 由 110.2 MPa 减小到 99.96 MPa,使用年限由 33.42 a 减小到 22.6 a,腐蚀对结构疲劳性能的影响非常显著,为保证结构在综合环境下的安全,疲劳设计和评定时必须正确考虑腐蚀的影响.

参考文献 (**References**)

[1] 张建宇,鲍蕊,陈勃,等. 腐蚀环境下疲劳分析的 DFR 方法研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(6):547-550
Zhang Jianyu, Bao Rui, Chen Bo, et al. Study on DFR method under corrosive environment for fatigue analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(6):547-550 (in Chinese)

[2] 鲍蕊,张建宇,陈勃,等. 试验测定 DFR 的升降法方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(1):47-50
Bao Rui, Zhang Jianyu, Chen Bo, et al. The up and down method for DFR testing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(1):47-50 (in Chinese)

[3] 鲍蕊. 腐蚀条件下民机结构 DFR 方法及裂纹扩展分析[D]. 北京:北京航空航天大学航空科学与工程学院, 2005
Bao Rui. A study of DFR method and crack growth law under corrosion environments for civil aircraft structures[D]. Beijing: School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005(in Chinese)

[4] 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(8):753-756
Liu Wenting, Yang Hongyuan, He Xiaofan. Evaluation of fatigue lives for civil aircraft structures under corrosive condition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004(8):753-756(in Chinese)

[5] 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:北京航空航天大学飞行器设计与应用力学系, 2003
He Xiaofan. Research on life reliability hey techniques for aircraft structures under corrosion condition[D]. Beijing: Dept of Flight Vehicle Design and Applied Mechanics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003(in Chinese)

[6] 刘秀晨,安成强. 金属腐蚀学[M]. 北京:国防工业出版社, 2002
Liu Xiuchen, An Chengqiang. Metallic corrosion[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2002(in Chinese)

[7] 陈群志, 腐蚀环境下飞机结构日历寿命技术体系研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 1999
Chen Qunzhi. Calendar life of aircraft structure under corrosive environments[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999 (in Chinese)

[8] 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 civil aircraft structures durability and damage tolerance design[M]. Beijing: Aviation Industry Press,2003 (in Chinese)

[9] Wanhill R J H, Koolloos M F J. Fatigue and corrosion in aircraft pressure cabin lap splices[J]. International Journal of Fatigue, 2001,23:S337-S347

[10] Du M L, Chiang F P, Kagwade S V. Damage of Al 2024 alloy due to sequential exposure to fatigue, corrosion and fatigue[J]. International Journal of Fatigue, 1998,20(10):743-748

[11] Margery M E. Hoffman P C. Corrosion and fatigue research-structural issues and relevance to naval aviation[J]. International Journal of Fatigue, 2001,23:S1-S10

(责任编辑:张 嵘)