

# 现役飞机结构腐蚀疲劳及寿命研究

穆志韬, 金平, 段成美

(海军航空工程学院青岛分院, 青岛 266041)

**[摘要]** 文章分析研究了在环境腐蚀介质中飞机的疲劳损伤特性和基本破坏失效模式, 阐述了现役军用飞机地面停放使用环境谱的编制以及在腐蚀环境条件下飞机腐蚀疲劳寿命的估算方法, 并对未来几年我军飞机结构的腐蚀疲劳研究的发展提出了一些看法。

**[关键词]** 腐蚀; 飞机结构; 腐蚀疲劳; 疲劳寿命; 腐蚀环境谱

## 1 前言

近二十年来, 随着现役飞机服役时间的增长, 特别是进入 80 年代后期, 军用飞机使用过程中发现由于腐蚀或腐蚀疲劳造成的破坏越来越多<sup>[1]</sup>。如螺钉锈蚀, 蒙皮脱漆、变薄, 翼梁缘条发生剥蚀, 紧固件及飞机结构上一些重要承力构件出现腐蚀疲劳裂纹等, 尤其是沿海地区使用的海军型飞机经常遇到海水、盐雾、潮湿等腐蚀性更强烈的自然环境, 飞机结构件在交变载荷和腐蚀环境交互作用下, 防腐保护层加速失效, 抗疲劳能力降低, 飞机的腐蚀疲劳寿命显著缩短。

我国从 20 世纪 70 年代中期开始进行材料的损伤容限分析及与环境相关的腐蚀疲劳研究。最先主要是进行飞机起落架材料的腐蚀疲劳性能分析及环境的适应性研究, 大规模的研究是 80 年代以后, 结合海军飞机的腐蚀及寿命问题开展了腐蚀普查, 载荷谱与环境谱的确定, 材料的多种环境条件下的试验, 结构件的腐蚀疲劳试验等, 取得了大量的研究成果与试验方法, 积累了一些航空常用材料的腐蚀试验数据和分析结果。

## 2 飞机地面使用环境谱的编制

飞机结构在实际使用中经常遭受到化学介质、

热和气候因素的侵蚀, 严重地影响飞机的使用寿命。然而, 目前装备部队的现役飞机由于当时技术条件的限制, 设计时往往忽视了这些重要的环境因素, 导致不少结构件在日历使用期内发生腐蚀疲劳破坏。

军用飞机环境谱的编制, 首先是分析飞机的使用环境状况, 选取有代表性的若干个机场, 取其近十年左右的气象资料和大气成分, 经过数据筛选, 删除环境因素中对结构腐蚀、老化影响小的参数与作用时间, 保留影响大的参数。重点选取的参数是温度、相对湿度、盐雾、凝露、雨、pH 值及工业废气等。其中温度、湿度、雾时及频次、雨时及雨量、频次, 均是统计出来的; 凝露则是根据相对湿度和飞机结构的温差计算出来的。在大气污染情况分析中, 考虑到机场大气污染与其所处地理位置、周围污染源方位及风向有关, 有害介质取其平均值, 用各种风向占全年的百分比进行修正。

编制的机场使用环境谱, 是现役飞机的真实使用环境, 它既可用于大气暴露试验的环境选择与比较, 也可用作某些单纯的环境模拟试验的基础, 但不能直接用于载荷谱和环境谱同时作用下的环境模拟试验。要进行试验, 须把真实的使用环境谱转换成当量环境谱, 并形成用于疲劳试验的载荷——环境谱。飞机地面环境谱的编制, 为研究确定飞机的

腐蚀疲劳寿命、日历持续时间以及制定维修大纲和防护技术、机载设备的“三防”提供可靠的地面环境参数，同时也为进一步编制空中飞行环境谱和飞机局部环境谱提供基础依据。

### 3 军用飞机的腐蚀疲劳破坏模式

海军机场大都分布在沿海一带，其地面停放环境特点是高温、高湿和盐雾的出现时间长，靠近城市工业区的机场还受到工业废气的污染，服役环境恶劣，飞机结构腐蚀普遍严重。统计资料<sup>[2]</sup>表明，飞机疲劳受载时间不到日历时间的1%，99%以上的时间处于停放状态，且飞行受载过程的腐蚀环境对疲劳强度的直接影响比较小，日历停放期间环境对飞机结构的腐蚀程度对飞机疲劳寿命的影响很大。这就决定了我军现役飞机结构腐蚀疲劳的基本模式是：腐蚀—疲劳—再腐蚀—再疲劳……，直至破坏。严格地说，腐蚀与疲劳的纯交替作用几乎是不存在的。表面上的腐蚀—疲劳交替作用，常为两种因素的交互作用创造了条件。如先腐蚀后疲劳，在腐蚀损伤处不仅形成小孔和坑斑，也同时积聚有腐蚀介质，随后的疲劳即使结构总体环境是非腐蚀性的，在损伤处因有局部腐蚀环境的协同作用，仍具有腐蚀疲劳的性质。然而，从腐蚀介质对温度的敏感性来考虑，飞机在高空飞行时，由于大气环境温度较低，飞行时间短，环境介质成分相对于地面来说腐蚀性较弱。根据机场飞机实际使用情况统计分析和室内盐雾试验结果，环境温度在0℃以下时，腐蚀介质的存在并不影响材料的疲劳性能。因此，飞机空中飞行时的腐蚀疲劳可不予考虑，而只考虑其飞行疲劳的影响。这样可视飞机结构的腐蚀疲劳模式为地面停放中的腐蚀和飞行中的疲劳损伤。

疲劳累积损伤规律是将实验室等幅载荷的疲劳特性与实际承受随机载荷下的性能评价相联系的桥梁。目前在疲劳寿命估算中通常采用的累积损伤模型大多是 Miner 线性累积损伤公式  $\sum n_i/N_i = D$ 。

Miner 准则的最大缺陷是没有考虑加载顺序的影响。即使现有的考虑了加载次序影响的非线性疲劳损伤模型，它们几乎都是在空气中研究得出的，这些模型未考虑腐蚀性环境与疲劳交互作用造成的损伤，因此，直接用来进行腐蚀疲劳损伤估算是欠妥当的，加之寿命估算方法本身的误差较大，在计算中应根据具体的使用环境进行修正或取一定的腐

蚀损伤因子。

腐蚀疲劳环境下的累积损伤规律是复杂的，不存在像空气中那样的规律，有时甚至出现相反的结果。如两级载荷作用下的腐蚀疲劳损伤的累积，当高一低顺序加载时会出现  $D > 1$  的现象，而低—高顺序加载时则出现  $D < 1$ 。对于不同应力水平的组合，所导致的损伤累积效应也不相同。影响腐蚀疲劳损伤的因素很多，除加载顺序、应力水平等主要因素外，材料环境体系、构件几何形状、表面状态、残余应力等也都有一定的影响。

### 4 现役军用飞机腐蚀疲劳破坏的特点

根据对军用飞机使用环境的调研统计，导致飞机结构材料腐蚀的主要环境介质为高温潮湿空气、盐雾、工业废气、油箱积水以及结构内局部环境积水（海军飞机使用环境谱统计表明，潮湿空气，即相对湿度  $\geq 75\%$  占全年时间的 20% 左右，盐雾及凝露占 25%）。上述介质可分为腐蚀气体和液体两大类。对飞机结构来说，腐蚀疲劳研究主要是针对材料及结构件在这两类腐蚀介质中的疲劳和裂纹扩展特征。

结构件的腐蚀疲劳特性与材料的成分和热处理制度有关。在同一种腐蚀介质下，不同材料的腐蚀疲劳特征会有显著的不同。腐蚀疲劳的最大特点就是交变应力和腐蚀环境的协同作用，二者缺一不可，并且同时作用于构件，又相互促进。一般来说，在腐蚀介质中，绝大部分结构件的疲劳寿命降低，裂纹扩展速率增加。在腐蚀介质同时作用时，材料材质会退化。从微观分析中可以看到，腐蚀介质一方面在材料表面造成很多小的蚀坑，使结构件表面粗糙度变大，造成局部损伤，形成大量的疲劳源，加速疲劳裂纹的形成，导致疲劳强度降低；另一方面腐蚀介质沿裂纹浸入材料内部，在裂尖处高应力区，对结构件造成进一步破坏而使裂纹扩展加快，裂纹扩展速率加快现象表现在全裂纹扩展曲线中段（即常说的 II 区较明显）。因而若把腐蚀与疲劳分开作用于结构件，得到的寿命并不是真正的腐蚀疲劳寿命。所以，目前都采用环境模拟箱进行腐蚀疲劳试验研究。但模拟的环境同实际使用环境之间仍存在着一定的差别，前者略去了使用环境中腐蚀贡献量小的因素，抓住腐蚀贡献量大且作用时间长的几种主要腐蚀介质成分，或者将它们向一种环境介质成分做当量折算。同时，试验时还要考虑

加载频率和日历时间等因素的影响。

腐蚀疲劳断裂失效既不同于应力腐蚀开裂,也不同于一般的机械疲劳断裂,腐蚀疲劳对环境介质没有特定的限制,不像应力腐蚀那样,需要金属材料与腐蚀介质构成特定的组合关系。腐蚀疲劳一般不具有真正的疲劳极限,腐蚀疲劳曲线类似于非铁基合金(如:铝、镁)的一般疲劳曲线,没有与应力完全无关的水平线段;腐蚀疲劳的条件疲劳极限与材料抗拉强度没有直接的关系。腐蚀疲劳性能同循环加载频率及波形密切相关,加载频率的影响尤为明显,加载的频率越低,腐蚀疲劳越严重。这是因为当加载频率很高时,裂尖应变速率很高,环境影响来不及进行,环境对疲劳损伤的促进作用降低;相反,当加载频率降低时,腐蚀介质可以渗透到裂纹尖端,对疲劳损伤的促进作用加剧。

此外,在飞机的日历服役寿命期内,绝大部分时间飞机处于机场停放状态。停机时,飞机结构的应力水平很低,并且没有交变载荷作用,因而研究疲劳寿命时一般不考虑停放时受载,普遍认为这一状态对疲劳寿命影响不大。而对腐蚀疲劳而言,虽停放时飞机不承受疲劳载荷,但此时腐蚀介质可以充分进入疲劳裂纹,当飞行时在交变载荷作用下,裂纹扩展速率明显加快。因此,研究飞机结构的腐蚀疲劳必须考虑日历使用时间,而不仅仅是空中飞行时间。

腐蚀疲劳在外观上表现出与常规疲劳不同的特征。在腐蚀疲劳条件下,往往同时有多条疲劳裂纹形成(常规疲劳裂纹通常只有一条),并沿垂直于拉应力方向扩展。腐蚀疲劳断口的源区与疲劳扩展区一般均有腐蚀产物,通过微区成分分析,可测定腐蚀介质的组分及相对含量。腐蚀疲劳断裂一般起源于飞机结构件表面腐蚀损伤处(即包括孔蚀、晶间腐蚀、应力腐蚀等),大多数腐蚀疲劳断裂的源区及扩展区可见到明显的腐蚀损伤特征,腐蚀疲劳断口呈现穿晶及沿晶混合型,断裂表面颜色灰暗、无金属光泽,疲劳条带呈解理脆性特征。

## 5 飞机结构腐蚀疲劳寿命评估方法

我国对飞机结构的腐蚀疲劳的研究起步较晚,许多理论还有待于进一步地验证和完善。因此,在目前条件下,根据现有的腐蚀疲劳机理进行精确的理论计算,以确定飞机结构的腐蚀疲劳寿命,尚具有相当大的困难,同时,模拟实际使用环境条件下

全尺寸结构件的疲劳试验也需要有很长的时间,花费巨大的人力、物力和财力。在目前的技术条件下进行这样的腐蚀疲劳试验以确定飞机的疲劳寿命是不现实的。一个可行的解决办法是选择一些既承受严重疲劳载荷又遭受严重腐蚀环境影响的飞机结构关键部位,进行典型结构的腐蚀疲劳试验和分析,用于实验室全尺寸飞机机体结构或部件疲劳试验的修正。

目前,在飞机结构腐蚀疲劳研究领域,用于腐蚀疲劳寿命估算的方法比较多,在估算具体结构的腐蚀疲劳寿命时要视结构的受载情况、使用环境特点等因素去选择相应的估算方法。

### 5.1 腐蚀等级—寿命评估法<sup>[2]</sup>

1) 通过典型材料和结构件在不同腐蚀等级程度  $M$  下的疲劳试验,建立不同腐蚀等级与其对应的疲劳强度  $S$  之间的关系。

2) 对现役飞机典型结构腐蚀普查进行统计分析,建立飞机的日历使用时间  $t$  与腐蚀等级程度之间的关系,可获得  $t-S$  曲线。

3) 通过对飞机使用时间的统计,建立日历飞行时间谱,即各日历时间段  $\Delta t_i$  内的飞行小时数  $F_{hi}$ 。

4) 根据典型结构件关键疲劳部位的实测载荷谱  $S_{aj}-n_j$ ,分别按各日历时间段对应的疲劳强度和飞行小时数,采用 Miner 法则求出各日历时间段内飞行累积损伤  $d_i$  和总累积损伤  $D$ ,当总累积损伤  $D=1$  时,所对应的飞行小时和日历时间即为该结构的腐蚀疲劳修正寿命。其计算公式为:

$$\frac{S_a}{S_{\infty p}} = 1 + \frac{A}{N^\alpha}, N_j = A^{1/\alpha} \cdot \left( \frac{S_{aj}}{S_{\infty pi}} - 1 \right)^{-\frac{1}{\alpha}},$$

$$d_i = F_{hi} \cdot \sum_{j=1}^m \frac{n_j}{N_j},$$

总的累积损伤为:  $D = \sum_{i=1}^k d_i$ , (1)

式中  $m$  是疲劳载荷级数,  $k$  是日历时间分段数,  $S_{\infty p}$  是安全疲劳强度极限,  $A$ 、 $\alpha$  是疲劳曲线形状参数,  $S_a$  是载荷幅值,  $N$  是疲劳寿命的循环数。

### 5.2 影响系数法

在飞机定期检查和大修时,对腐蚀疲劳严重的典型结构件,根据其实际使用时间和腐蚀疲劳的严重程度,确定典型结构件的腐蚀疲劳寿命。

1) 假如定义典型结构件的腐蚀疲劳寿命与疲劳寿命(不考虑环境条件的影响)的比值为腐蚀疲

劳缩减系数  $\beta$ , 即:

$$\beta = \frac{\text{腐蚀疲劳寿命}}{\text{疲劳寿命}}$$

2) 分析飞机主要使用地区的温度和相对湿度, 假设温度、相对湿度对疲劳寿命的影响满足三参数威布尔分布<sup>[3]</sup>, 确定温度与相对湿度的影响系数分别为  $f_T$ 、 $f_H$ 。

3) 对于环境腐蚀介质, 如工业污染、盐雾、海水等因素, 同样可根据实际情况确定寿命影响系数  $f_E$ 。在考虑环境因素时, 介质成分有时可能比温度、湿度对腐蚀性的影响更大。

4) 如果通过分析和试验得到飞机结构的疲劳寿命为  $L_f$ , 则依据使用环境可确定各影响系数, 此时飞机结构的腐蚀疲劳寿命

$$L_{cf} = \beta \cdot L_f = f_T \cdot f_H \cdot f_E \cdot L_f \quad (2)$$

若飞机在两个或多个不同的地区使用过, 则可分别求出各使用地区的影响系数, 并根据飞机在各地区的使用时间进行加权平均。

### 5.3 疲劳强度修正—加权系数法

1) 通过对飞机结构件选用材料在大气和在使用环境介质下的疲劳试验, 求出材料的腐蚀疲劳强度比例系数  $F = S_e/S_0$ , 式中的  $S_e$  和  $S_0$  分别为  $S-N$  曲线上同一  $N$  值的介质和空气中的疲劳强度  $S$  值。然后用比例系数修正等寿命图。

2) 飞机在使用过程中受多种环境介质的影响, 机体各部位受到的腐蚀也是不同的。对于飞机上某具体部位, 可按该部位所受各介质作用时间比和保护条件等因素确定一个加权系数  $C_i$ , 以考虑该种介质对该部位疲劳损伤的影响。对各种腐蚀介质的加权系数,  $\sum_{i=1}^n C_i = 1$ 。用各介质经过修正的等寿命图计算环境中某介质作用下的结构损伤, 则各种介质联合作用产生的累积损伤及腐蚀疲劳寿命为:

$$D_e = \sum_{i=1}^n D_i \cdot C_i, \quad L_e = 1/D_e,$$

式中:  $n$  是环境中含有介质的种类数;  $D_i$  是单个介质作用下的结构损伤;  $D_e$  是环境介质产生的累积总损伤;  $L_e$  是环境介质修正后的疲劳寿命;  $C_i$  是腐蚀介质的加权系数。

### 5.4 飞机结构日历寿命的评定方法

飞机日历寿命即飞机使用寿命以日历持续时间表示, 单位为年。在日历寿命期内, 只要飞机的飞行小时数或起落次数未超过使用寿命指标的限定, 飞机仍能具有规定的使用功能, 并确保飞行安全。

日历寿命是一种从经济角度确定的经济寿命, 到此寿命时, 飞机会由于普遍存在的开裂和腐蚀等影响飞机功能和安全, 而若作修理, 所花费用及代价又太高。飞机结构的日历寿命和飞行载荷作用下的疲劳寿命(飞行小时数), 是飞机使用的两个重要战技指标, 缺一不可。由于影响腐蚀的因素太多且复杂, 最近国内外都开展了关于飞机结构日历寿命评定的研究课题, 但大都停留在理论分析和探索阶段, 在实际工程中还没有找到一套切实可行的评定方法。目前主要是从经济观点确定飞机结构日历寿命, 主要方法是将其历次修理的成本总和与购置一架新机的费用相比, 或用最后一次大修所需成本与一架新机的费用相比, 这个比数不一定是个定数, 它还和其它许多因素有关, 如老旧飞机修复后的价值、新机替代的可能性、用户的经济状况等。根据上述情况, 可建立飞机结构日历寿命评定模型为:

$$\left(\frac{N}{t} - 1\right) \cdot C_m \leq \eta \cdot C_0, \quad (3)$$

式中:  $N$  为日历寿命,  $t$  为平均间隔修理时间,  $\eta$  为经济比数,  $C_m$  为平均一次修理成本,  $C_0$  为一架飞机总成本。

若考虑到使用年代越长, 修复范围越广, 腐蚀越严重, 修理成本按某系数的指数上涨; 同时修理周期越来越短, 也按某系数的指数下降, 则(3)式修改为:

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^{n-1} (C_m \cdot \alpha^{i-1}) \leq \eta \cdot C_0 \\ \sum_{i=1}^n \left(\frac{t}{\beta^{i-1}}\right) \leq N \end{cases} \quad (4)$$

式中:  $\alpha$  为修理成本增加的系数,  $\beta$  为翻修间隔缩减的系数。

## 6 现役军用飞机腐蚀疲劳研究的发展方向

现役飞机结构的腐蚀疲劳研究, 目前虽取得了一些成绩, 但却是初步的, 还仅限于部分飞机型号及关键结构件和有限的几种典型材料。为了更科学、更合理地给出现役军用飞机的寿命并加以安全监控, 今后应加强以下几方面的研究和完善工作。

1) 在现有研究成果的基础上, 补测更多的腐蚀环境条件下的材料性能数据, 提高腐蚀疲劳试验的技术水平和测试手段, 逐步引入目前断裂力学的最新研究成果, 探索实现从裂纹萌生到临界裂纹长度的全寿命评估手段, 发展谱载与环境谱协同作用

下的寿命预测方法。

2) 腐蚀环境对现役飞机结构寿命的影响很大,但在现有的经济条件下又不可能对全机进行腐蚀疲劳试验。如何用材料和典型结构件的腐蚀疲劳试验结果更好地修正全机使用寿命,有待进一步研究,以确定适合中国国情的评定方法。评定的内容包括低周、高周腐蚀疲劳和谱载腐蚀疲劳以及腐蚀环境谱的当量化折算研究、环境谱与载荷谱的匹配等内容<sup>[4]</sup>。

3) 由于军用飞机停放环境对飞机的腐蚀作用,飞机即使不飞行,其寿命也在损失。因此应重点开展腐蚀条件下飞机日历寿命和腐蚀损伤容限研究,不仅给出飞机的服役寿命,同时还给出日历寿命及最大允许腐蚀修复程度,以确保现役老旧飞机的飞行训练安全<sup>[5]</sup>。

4) 飞机结构的腐蚀不仅和飞机的设计、选材、制造工艺、使用环境等有关,而且还和外场的维护紧密相连。要及时准确地掌握飞机的腐蚀发展状况,一个重要的前提是,能够连续和量化地给出飞机的腐蚀数据,这些数据就可作为飞机寿命评估的科学依据。要做到这一点必须建立有效的“军用飞机腐蚀状况监控网络”。有了腐蚀监控网,可以连续地跟踪所有飞机的腐蚀发展情况,进而建立起军用飞机腐蚀数据库,这对于可靠地使用飞机装备将

发挥重要的指导作用。

5) 针对国外近几年先进的防腐手段、材料、工艺等进行搜集与优化推广,结合我国现役飞机的特点,加强利用复合材料胶补新工艺修理金属腐蚀损伤部位,研究采用激光强化腐蚀损伤部位,优化飞机结构的涂层防护体系,尽快制定军用飞机的防腐控制维修大纲和规范,加快现役飞机的腐蚀疲劳研究及全寿命监控,使军用飞机具有长寿命、高可靠性。

#### 参考文献

- [1] 穆志韬. 飞机结构的腐蚀修理及防护控制技术[J]. 飞机制造工程, 1995, (5): 12~14
- [2] 徐建新, 魏志毅. 飞机结构的腐蚀疲劳寿命计算方法和修补技术研究[A]. 中国航空学会失效分析分会. 飞机结构腐蚀疲劳学术研究论文集[C]. 青岛, 1995. 221~225
- [3] Sakai T, Ramaul M, Suzuki M. Temperature and humidity effects on fatigue life distribution of carbon steel[J]. Int. J. Fatigue, 1991, 21 (2): 117~125
- [4] 金平, 段成美, 陈跃良. 飞机停放环境谱的编制[J]. 海军航空技术学院学报, 1999, 9 (1): 50~54
- [5] 张福泽. 金属机件腐蚀日历寿命的计算模型和确定方法[J]. 航空学报, 1999, 20 (1): 75~79

## The Corrosion Fatigue and Life of Aircraft Structure in Servicing

Mu Zhitao, Jin Ping, Duan Chengmei

(Qingdao Branch of Naval Aeronautical Engineering Institute, Qingdao 266041, China)

[Abstract] The damage failure features and basic destruction mode of warplane under servicing in corrosion medium were studied. The method of establishing environmental spectrum for airport and the calculating methods of corrosion fatigue life under corrosion environments were described, based on the statistical analysis of corrosion failure types of major materials of aircraft structure. Some views for the research and development on corrosion fatigue of warplane in the future were put forward.

[Key words] corrosion; aircraft structure; corrosion fatigue; fatigue life; corrosion environmental spectrum