

# 加速预腐蚀与疲劳试验估算 飞机结构日历寿命的新方法

赵海军<sup>1</sup>, 郭泉<sup>2</sup>, 金平<sup>3</sup>

1. 海军航空工程学院 研究生大队, 烟台 264001; 2. 海军 91515 部队, 三亚 572016;  
3. 海军航空工程学院 青岛分院, 青岛 266041

**摘要:**提出估算日历寿命的一种新方法—线性累积破坏率准则法,其物理意义明确,简单明了.飞机机体的损伤模式描述为疲劳损伤和预腐蚀疲劳损伤,并将飞机结构的日历寿命定义为地面停放日历寿命和飞行日历寿命之和.选取破坏率为损伤参量,在环境腐蚀当量关系加速预腐蚀疲劳试验的基础上,通过疲劳寿命分布形式和概率密度函数求出破坏率来估算预腐蚀环境下的日历寿命.利用一组预腐蚀与疲劳试验数据对该方法进行了验证.

**关键词:**飞机结构;日历寿命;累积破坏率准则;预腐蚀;疲劳

**中图分类号:**TG174, V215.5 **文献标识码:**A **文章编号:**1002-6495(2007)03-0229-04

## A NEW ESTIMATING METHOD OF CALENDAR LIFE FOR AIRCRAFT STRUCTURES USING AN ACCELERATED PRE-CORROSION AND FATIGUE TEST

ZHAO Hai-jun<sup>1</sup>, GUO Quan<sup>2</sup>, JIN Ping<sup>3</sup>

1. Graduate Students' Brigade of Naval Aeronautical Engineering Institute, Yantai 264001;  
2. The 91515th Unit of Naval, Sanya 572016; 3. Qingdao Branch of NAEI, Qingdao 266041

**Abstract:** A new estimating method of calendar life – linear cumulative failure probability rule was proposed, with a specific and physics meaning. Airframe damage patterns were described as fatigue damage and pre – corrosion fatigue damage. The calendar life of aircraft structures was the sum of the ground parking calendar life and the flying calendar life. Failure probability was used as a damage parameter. On the basis of an accelerated pre – corrosion and fatigue test under an environmental corrosion equivalent relation, the calendar life could be estimated by the failure probability according to the distribution form and the probability density functions of fatigue life. The method was found to be in good agreement with a set of fatigue test results.

**Keywords:** aircraft structure; calendar life; cumulative failure probability rule; pre – corrosion; fatigue

寿命是飞机结构的主要技术参数,有两个指标:一是着眼于飞行时交变载荷作用下的疲劳寿命  $N_f$ ;二是着眼于腐蚀环境作用下的日历寿命  $Y_c$ .二者缺一不可,并以先到达者为飞机到寿,飞机退役的实际判据为:

$$(N_f - N_i) \times (Y_c - Y_i) = 0 \quad (1)$$

式中,  $N_i$  为实际飞行小时数,  $Y_i$  为实际使用日历年.

一般环境下飞机结构的疲劳定寿工作在国内外日趋成熟,已经纳入规范;而腐蚀环境下飞机结构的日历寿命由于

影响机体腐蚀的因素很多,且交互作用复杂,至今没有得到很好地解决.目前,确定机体日历寿命的方法主要是经验法和加速腐蚀试验法.国内以前主要根据飞机自然淘汰的统计和部分飞机领先飞行的实践以及大修的经验来确定日历总寿命和翻修间隔,后来在统计飞机腐蚀情况的基础上用加速腐蚀试验方法来确定日历寿命.主要方法有:

1. 周希沅<sup>[3]</sup>利用不同材料的环境当量折算曲线和环境试验结果来反推日历寿命;张栋<sup>[4]</sup>利用腐蚀谱对构件进行腐蚀试验来测定腐蚀速度,再根据构件的腐蚀损伤容限来估算飞机结构日历寿命;张福泽<sup>[5]</sup>进一步提出基于腐蚀损伤线性累积假设的有关金属机件腐蚀损伤日历寿命的计算模型和确定方法.以上都属于纯腐蚀损伤日历寿命估算方法,与一般环境下的疲劳定寿方法明显不同,因此直接用来评定既

收稿日期:2006-04-25 初稿;2006-07-03 修改稿

作者简介:赵海军(1965-),男,博士研究生,研究方向为腐蚀环境下航空材料疲劳特性.

Tel:13969752445 E-mail:zhj91049@yahoo.com.cn

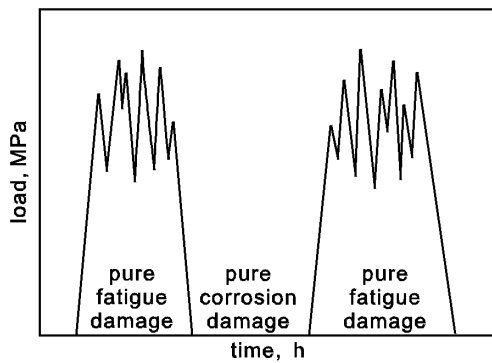


Fig. 1 Loading and environmental history of aircraft structures

承受腐蚀又承受疲劳的飞机结构来讲,模型是否恰当,令人质疑。

2. 刘文琰<sup>[6]</sup>将腐蚀环境下的飞行小时数等损伤地当量折算为一般环境下飞行小时数,用腐蚀疲劳影响修正系数估算腐蚀环境下的日历寿命。属于预腐蚀疲劳方法,优点是既考虑了预腐蚀又考虑了疲劳,但未能涉及预腐蚀疲劳后飞机结构可靠度的变化以及腐蚀关键件或预腐蚀疲劳关键件哪一个可能是决定日历寿命的主要因素。基于此,本文从另一侧面探讨了飞机结构日历寿命估算的方法。

## 1 飞机结构腐蚀与疲劳损伤形式

### 1.1 飞机结构经历的载荷—环境历程

一般认为飞机结构在服役期间内所经历的载荷—环境历程如图 1。飞机地面停放期间受大气环境纯腐蚀影响,在空中飞行时既受空中弱腐蚀环境和交变载荷作用的腐蚀疲劳影响,同时在一定高度受到纯机械疲劳影响。地面停放+空中飞行形成一个循环,这个循环对飞机结构造成一定的腐蚀和疲劳损伤,每一个飞行循环,机体结构就增加一定的损伤。不断循环往复,当损伤增加到容限值,飞机结构安全性不再保证,飞机到寿停飞。

### 1.2 飞机空中腐蚀环境谱

空中腐蚀环境谱可以定义为对飞机机体结构造成“损伤”的空中环境因素的时空分布。大气中的污染物对金属的大气腐蚀有重要影响,主要有 NO、NO<sub>x</sub>、SO<sub>2</sub>、氯化物、O<sub>3</sub>、CO<sub>2</sub> 和大气颗粒物等。理论与实测的结果都表明边界层的厚度在我国大部分地区为 2000 m,边界层上方的污染物浓度不再发生大的变化,研究污染物沿高度的变化规律只须研究从地面至边界层厚度内的变化规律。

### 1.3 飞机结构的损伤模式

根据前面的分析,飞机机体的损伤模式可描述为:

1. 飞机在地面停放,属于纯腐蚀,且大气腐蚀环境的作用发生在机体表面的防护体系破坏后。

2. 空中飞行时,2000 m 以上的飞行属于纯机械疲劳,2000 m 以下的飞行属于腐蚀疲劳。实际上军用飞机 97% 以上的日历时间消耗在地面停放,即使在空中飞行,2000 m 以上的飞行时间大大高于 2000 m 以下的飞行时间。而在 2000 m 以上的高空,有害介质含量低,而且起主要腐蚀作用的空气湿度一般都低于飞机金属结构主体材料的临界相对湿度,

环境对结构的作用不明显。鉴于此,有理由将飞机在空中的损伤模式归一化:机体结构在空中只受到纯机械疲劳影响(图 1)。

3. 机械载荷造成的疲劳损伤和腐蚀环境造成的腐蚀损伤交替进行,即腐蚀—疲劳—再腐蚀—再疲劳…直至破坏。地面停放腐蚀和空中疲劳产生耦合作用,空中疲劳可能会促进或减缓结构关键部位在地面停放环境中的腐蚀损伤,地面停放腐蚀也会加剧或减弱空中疲劳损伤。

## 2 线性累积破坏率准则的日历寿命方法

### 2.1 基本假设

1. 机体结构损伤模型如前所述,并将日历寿命定义为地面停放日历时间(简称停放日历寿命)和空中飞行时间(简称飞行日历寿命)之和。

2. 腐蚀环境的作用发生在机体表面的防护体系失效之后。

3. 每一个飞行循环造成的腐蚀与疲劳损伤不同,并对下一个飞行循环机体结构的抗腐蚀疲劳性能发生影响,总损伤为每个腐蚀与疲劳损伤的线性累积。

4. 腐蚀环境下机体结构无裂纹寿命的日历年限作为总日历年限,而日历首翻期、翻修间隔依据一般环境下疲劳损伤确定。

### 2.2 线性累积破坏率准则

选取破坏率为损伤参量,文献<sup>[7,8]</sup>提出了用可靠度估算疲劳寿命的线性累积破坏率准则,并对一般环境和腐蚀环境下的疲劳破坏均适用。它的主要技术途径是利用一般环境和加速预腐蚀环境下的疲劳数据,通过疲劳寿命统计分布形式和概率密度函数求出破坏率来进行计算。其一般形式为:

$$\sum_{j=1}^l p_j = 1 - q_c \quad (2)$$

$$N = \sum_{j=1}^l n_j \quad (3)$$

式中, $p_j$  为对应第  $j$  级载荷的破坏率, $l$  为载荷级数, $q_c$  为结构设计可靠度值, $n_j$  为第  $j$  级载荷的循环数, $N$  为具有可靠度  $q_c$  时的总寿命。

### 2.3 飞机结构日历寿命估算

对飞机结构的损伤模式,式(2)、(3)可变换为:

$$\sum_{i=1}^k \sum_{j=1}^l p_{ij} = 1 - q_c \quad (4)$$

$$N = \sum_{i=1}^k \sum_{j=1}^l T_{kij} + \sum_{i=1}^k T_{di} \quad (5)$$

式中, $k$  为飞机地面停放—空中飞行的循环次数, $T_{di}$ 、 $T_{ki}$  为第  $i$  次飞行循环时飞机地面停放时间(含修理时间)和空中飞行时间。

2.3.1 表面防护体系失效前的疲劳损伤累积 在防护层破坏前的日历年限  $N_0$  内,飞机结构只受与飞行强度有关的疲劳损伤累积破坏,属于一般环境下的纯机械疲劳,此时的日历寿命为  $N_0$ 。若在此期间飞机地面停放—空中飞行  $k_0$  次循环(可由年飞行强度计算),每个循环造成的破坏率为  $p_{0i}$ ,则  $k_0$  个循环造成的累积破坏率  $p_0$ :

$$p_0 = \sum_{i=1}^{k_0} \sum_{j=1}^{\epsilon} p_{0ij} \quad (6)$$

**2.3.2 表面防护体系失效后的腐蚀疲劳损伤累积** 表面防护体系失效后,飞机结构受到纯腐蚀(地面停放)和纯疲劳(空中飞行)损伤模式的影响,可以认为属于预腐蚀后的疲劳损伤.若飞机结构到寿停飞前飞行  $k_1$  次循环,每个循环造成的破坏率为  $p_{1i}$ ,则  $k_1$  个循环造成的累积破坏率  $p_1$ :

$$p_1 = \sum_{i=1}^{k_1} \sum_{j=1}^{\epsilon} p_{1ij} \quad (7)$$

此时,  $k_1$  个飞行循环经历的日历年限  $N_1$  为:

$$N_1 = \sum_{i=1}^{k_1} (T_{di} + T_{ki}) \quad (8)$$

**2.3.3 飞机结构的损伤累积和日历年限** 飞机结构经历的总累积破坏率和日历年限为:

$$p = p_0 + p_1 = \sum_{i=1}^{k_0} \sum_{j=1}^{\epsilon} p_{0ij} + \sum_{i=1}^{k_1} \sum_{j=1}^{\epsilon} p_{1ij} \quad (9)$$

$$N = N_0 + N_1 = N_0 + \sum_{i=1}^{k_1} (T_{di} + T_{ki}) \quad (10)$$

根据飞机结构设计可靠度  $q_c$ ,由式(4)、(9)、(10)可估算飞机停飞时可靠度  $q_c$  时经历的日历年限.特殊情况,如果  $q_c = 50\%$ ,则可估算出中值日历年限  $N_{50}$ .

由于模拟飞机真实交替过程实际上是无法实现的,作为工程应用式(9)、(10)使用起来并不方便,需要简化.模拟试验件腐蚀-疲劳交替试验寿命与预腐蚀疲劳试验寿命的对比分析,腐蚀-疲劳交替作用的影响可以忽略<sup>[6]</sup>,因此可用加速预腐蚀疲劳试验代替腐蚀-疲劳交替试验.将加速预腐蚀时间当量化到一定的日历年限,不同的预腐蚀时间则对应着不同的日历年限.各种日历年限预腐蚀后分别进行疲劳试验,对得到的试验数据统计分析,计算对应日历年限的破坏率和累积破坏率.当总的累积破坏率达到式(4)时,对应的

时间即为日历年限.

### 3 算例

以我国典型机种 XX 型飞机机翼主梁关键危险部位一下凸缘航后 2 孔为例,进行腐蚀环境下结构疲劳关键件日历寿命估算.机翼主梁一般环境下的定寿结论为:1200 飞行小时首翻(检查),2350 飞行小时大修(修理),总寿命 3350 飞行小时.预期的日历寿命指标为:10 年首翻,19 年大修,总寿命 28 年.

#### 3.1 加速预腐蚀疲劳试验<sup>[6]</sup>

模拟试件.采用含防护涂层模拟试件,材料为 30CrMnSiNi2A,关键部位为螺栓孔(图 2).试件的材料状态、连接形式、加工工艺,受力形式及防护涂层等,均很好地模拟了真实情况.

加速预腐蚀试验.在周期浸润腐蚀试验箱中对疲劳关键部位试件进行加速预腐蚀试验,当量关系为加速试验环境谱下 10 小时相当于地面停放 1 年.

疲劳载荷谱.加速预腐蚀后在一般环境下进行谱载疲劳试验,载荷谱采用该飞机疲劳载荷谱及主梁根部下凸缘危险部位处的各载荷状态 1 g 应力所构成的名义应力谱.

#### 3.2 实验结果与计算

**3.2.1 实验结果的处理** 在上述环境谱和载荷谱下进行了 5 组(相当于外场 0、5、10、20、30 年)的预腐蚀疲劳试验,假设疲劳寿命服从对数正态分布基<sup>[9]</sup>,对试验结果进行预处理(表 1).

基于谱载疲劳试验,总可以找到一当量载荷使得结构在该当量载荷作用下造成的损伤与谱载疲劳试验造成的损伤相等.出厂涂层失效年限取 10 年<sup>[6]</sup>,大修后取 5 年.

根据表 1 分别求出预腐蚀 0、5、10、20、30 年(a)的概

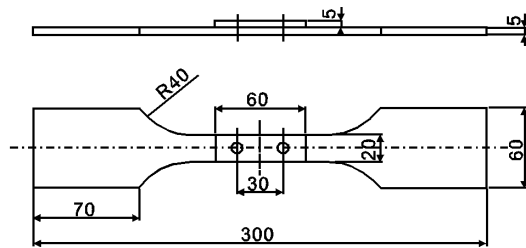


Fig. 2 Simulation test pieces of main spar of aircraft wings

Table 1 Data of pre-corrosion and fatigue life tests

pre-corrosion time T, a	median fatigue life, N, h	logarithm life standard deviation, s
0	10278	0.10
5	9163	0.13
10	8595	0.13
20	7573	0.098
30	6841	0.061

Table 2 Results of calendar life under pre-corrosion and fatigue

	general environment		corrosion environment		document <sup>[6]</sup>	
	flying time h	cumulative damage probability, %	flying time h	calendar life a	flying time h	calendar life a
first overhaul time	1200	5.4359e-19	1118	11	1047	10
complete overhaul time	2350	7.3565e-9	1878	19	1905	19
entire. life	3350	5.6209e-5	2609	28	2561	28

率密度函数,由公式(9)、(10)估算腐蚀环境下结构疲劳关键件日历寿命(表2),并等损伤地折算为一般环境下的疲劳寿命(飞行小时数)。作为对比表中还列出了文献<sup>[6]</sup>采用腐蚀疲劳寿命影响系数法计算的日历寿命值(取年飞行强度100飞行小时(h))。

**3.2.2 计算结果分析** 计算结果与文献<sup>[6]</sup>结论一致,首翻期、大修期和总寿命误差分别为6.8%、1.4%和1.9%,对分散性大的疲劳寿命而言,这个结果是可以接受的。

在达到总寿命飞机停飞时,机翼主梁仍然具有很高的疲劳可靠度99.99994%(1-累积破坏率),可以认为飞机结构总日历寿命仍有潜力可挖,无论是一般环境还是腐蚀环境下的飞机结构疲劳寿命结果均偏于保守;同时在目前飞机定寿的使用年限内,疲劳危险部位可能不是决定日历寿命的主要因素,相反腐蚀关键件可能是决定日历寿命的主要因素。

## 4 结论

1. 线性累积破坏率准则估算日历寿命的方法引入了可靠度,物理意义明确,简单明了,具有较高的精度。

2. 在目前飞机定寿的使用年限内,腐蚀关键件可能是最终决定日历寿命的主要因素,科学的防护体系与良好的检查

维护、修理是实现飞机结构日历寿命的重要手段。

## 参考文献:

- [1] Summitt R. Pacer lime an environmental corrosion severity classification system[R]. ADA 100496, 1980;23.
- [2] Mushtaq Ahmad. Extension calendar life limit for aircraft structure[A]. ICAS-96-6.3.4. [C], 1996. 319.
- [3] 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.
- [4] 张栋. 确定飞机机体日历寿命的方法[J]. 航空学报, 1999, 20(6):558.
- [5] 张福泽. 飞机日历寿命确定的区域定寿法[J]. 航空学报, 2001, 22(6):549.
- [6] 刘文珽, 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. 71.
- [7] 赵海军, 金平, 柳文林. 疲劳寿命估算的线性累积破坏率准则研究[J]. 海军航空工程学院学报, 2006, 21(3):315.
- [8] 郑晓阳, 谢基龙. 估算谱载荷下疲劳寿命的累积破坏率法[J]. 机械强度, 1999, 21(3):225.
- [9] 杨晓华. 腐蚀累积损伤理论研究与飞机结构日历寿命分析[D]南京. 南京航空航天大学, 2002. 23.

## 本刊致歉

本刊2007年19卷第1期37页费小丹等“湿度对X70钢在卵石黄泥土中腐蚀行为影响的电化学研究”一文的图6中出现“马赛克”现象,主要是由于更换了新的电子排版软件和我们工作失误所致。现将此图修改并刊于后。在此本刊特向该文作者费小丹,李明齐,许红梅等致歉。

