

研究报告

基于动态 $S-N$ 曲线的飞机结构日历寿命分析杨晓华¹, 姚卫星¹, 陈跃良²

(1. 南京航空航天大学, 南京 210016; 2. 海军航空工程学院青岛分院, 山东 青岛 266041)

【摘要】 为科学地确定飞机结构的日历寿命, 文章认为飞机结构的损伤历程是地面停放环境和空中疲劳载荷协同作用的结果, 并提出了以动态的 $S-N$ 曲线为基础, 采用传统的名义应力法和 Miner 累积损伤理论来估算结构日历寿命的方法。

【关键词】 飞机结构; 日历寿命; 腐蚀; 疲劳; $S-N$ 曲线

【中图分类号】 V215.52; TG172.3 **【文献标识码】** A **【文章编号】** 1009-1742(2002)06-0033-03

1 引言

科学地确定飞机结构日历寿命的困难在于: 在各种各样的腐蚀环境下, 飞机的停放时间占整个寿命的 95% 以上, 停放环境、停放时间对飞机结构寿命的影响难于计及, 需要进行大量的腐蚀试验、疲劳试验及腐蚀疲劳试验。目前关于飞机结构日历寿命的研究大都集中在两个方面: 一是忽略腐蚀环境对飞机结构主体材料疲劳寿命的影响, 认为飞机结构的日历寿命取决于腐蚀环境对机体结构的“纯”腐蚀作用, 特别是取决于橡胶件的日历寿命^[1,2]; 二是既考虑停放环境对主体材料疲劳性能的影响, 又考虑空中环境与载荷的共同作用^[3,4]。笔者考虑到现今材料腐蚀、腐蚀疲劳数据十分有限以及飞机结构疲劳寿命估算已有的经验, 提出以动态的 $S-N$ 曲线为基础, 采用传统的名义应力法和 Miner 累积损伤理论来估算飞机结构日历寿命的方法。

2 估算方法

2.1 飞机结构的载荷-环境-时间历程

飞机结构所承受的载荷-环境-时间历程十分

复杂, 通常在飞行时使飞机结构产生损伤的是反复载荷, 环境或载荷环境耦合作用造成的损伤相对于反复载荷产生的疲劳损伤要小得多。飞机在停放时, 由于腐蚀时间很长, 腐蚀不仅削弱了结构的承力面积, 而且大大削弱了材料的抗疲劳性能。因此可以将飞机结构承受的载荷-环境-时间历程看成是交替进行的, 如图 1 所示。

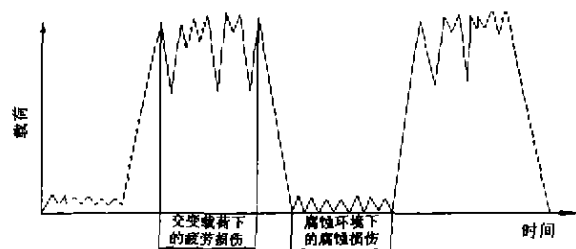


图 1 飞机结构的载荷-环境-时间历程示意

Fig.1 The time course of the load and environment of airplane structure

2.2 腐蚀对材料疲劳性能的影响

材料的疲劳性能有多种描述方法, 它们通常与疲劳寿命估算方法相匹配^[5], 与名义应力法相应的疲劳性能用 $S-N$ 曲线描述, 其表达式为

$$C = N \times S^m, \quad (1)$$

【收稿日期】 2001-09-24; 修回日期 2002-03-05

【基金项目】 航空基础科学基金资助项目 (00b52015)

【作者简介】 杨晓华 (1964-), 男, 江苏启东市人, 南京航空航天大学副教授, 博士

式中 C 、 m 是材料常数。腐蚀对材料疲劳性能的影响主要来源于两个方面：一是 $S-N$ 曲线的影响等同于应力集中对材料 $S-N$ 曲线的影响；二是腐蚀使零构件表面材料的疲劳性能发生变化。这些影响反映在式 (1) 中，就是式中的两个材料性能常数是腐蚀介质和腐蚀时间的函数：

$$\begin{cases} C = C(\text{腐蚀介质, 腐蚀时间 } t) \\ m = m(\text{腐蚀介质, 腐蚀时间 } t) \end{cases} \quad (2)$$

式 (2) 的具体形式可以通过试验确定，图 2 给出材料动态的 $S-N$ 曲线。

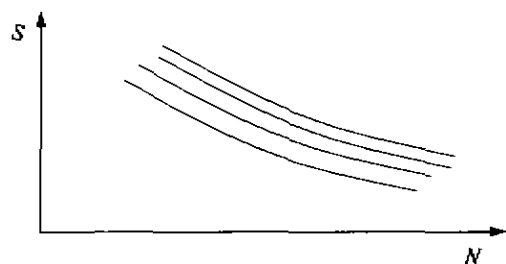


图2 动态的 $S-N$ 曲线
Fig.2 Dynamic $S-N$ curve

2.3 腐蚀对零构件应力的影响

腐蚀使零构件表面产生腐蚀坑，这些腐蚀坑使零构件受载面积减小，这种变化在零构件的疲劳寿命分析中应加以考虑。考虑的途径有两条：一是在计算零构件危险部位的名义应力时，用腐蚀后的截面积求名义应力，这时相应的 $S-N$ 曲线也采用腐蚀后的截面积；二是用未腐蚀的原始截面积求名义应力，相应的 $S-N$ 曲线也用原始截面积。

对于飞机结构，这种截面积的变化一般不会出现，因此可以不考虑这种变化，但是在严重腐蚀时，这种变化必须考虑。

2.4 疲劳寿命估算模型

基于动态 $S-N$ 曲线的结构日历寿命分析步骤见图 3。

3 算例

3.1 LC4CS 材料动态 $S-N$ 曲线的确定

试样材料为 LC4CS，暴露试验环境为海南万宁县，疲劳试验应力比为 0.06。疲劳试验结果如图 4 所示。双对数坐标下的 $S-N$ 曲线用直线拟合，相关系数分别为 0.99、0.99 和 0.96。由图 4 可知，在预腐蚀 1 年、2 年和 4 年下的 $S-N$ 曲线基本平行，即 $m = \text{常数}$ ，反映了预腐蚀后的疲劳

机理基本不变。

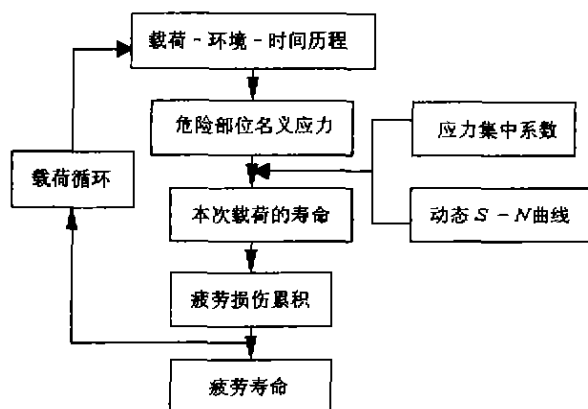


图3 日历环境下疲劳寿命估算模型

Fig.3 The calculation model of fatigue life under calendar environment

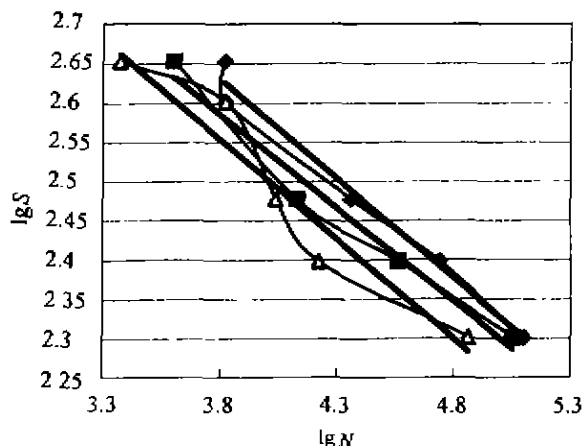


图4 预腐蚀1年、2年、4年后疲劳试验数据统计处理

◆ — 1年；■ — 2年；△ — 4年

Fig.4 The statistic analysis of fatigue test data

取 m 等于三条直线斜率的均值， C 由最小二乘法拟合得到， $C(T)$ 用指数形式表示为强相关。于是 LC4CS 在该环境下的动态 $S-N$ 曲线为

$$\lg S = -0.25 \lg N + 3.5789 T^{-0.0155} \quad (3)$$

3.2 算例

某型飞机梁缘条处材料为 LC4CS，在常规疲劳分析中并非疲劳危险部位，在年飞行强度 80 h 下，按等损伤原理折算的疲劳载荷谱见表 1。

不考虑腐蚀环境的影响，按常规疲劳估算日历寿命为 38 年，外场调查与涂层腐蚀试验表明涂层有效期一般为 5 年，因此在考虑停放环境对疲劳寿命影响后的梁缘条日历寿命仅为 21 年。

表 1 疲劳载荷谱
Table 1 Fatigue spectrum

应力比 R	S_{\max}	N
0.06	220	1 600
0.06	260	250
0.06	300	60
0.06	350	10

4 结论

1) 在日历寿命估算中, 动态的 $S-N$ 曲线可以较好地反映材料抗疲劳性能随日历年限的变化, 工程应用也比较方便。

2) 在考虑停放环境对疲劳寿命的影响后, 原

先的非疲劳危险部位有可能变成疲劳危险部位, 使得结构寿命低于规定值。

参考文献

- [1] 张 栋. 确定飞机日历寿命用的当量环境谱研究[J]. 航空学报, 2000, 21(2): 128~133
- [2] 程基伟, 张 琦. 材料腐蚀预测数学模型的研究[J]. 航空学报, 2000, 21(2): 183~186
- [3] 陈群志, 李喜明, 周希源, 等. 飞机结构典型环境腐蚀当量关系研究[J]. 航空学报, 1998, 19(4): 414~418
- [4] 周希源. 中国飞机结构腐蚀分区和当量环境谱[J]. 航空学报, 1999, 20(3): 230~233
- [5] 周希源. 中国飞机结构的当量环境谱与加速试验谱[J]. 航空学报, 1996, 17(5): 613~616

Analysis of Calendar Life of Aircraft Structure on Corrosion Environment

Yang Xiaohua¹, Yao Weixing¹, Chen Yueliang²

(1. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Naval Aeronautical Engineering Academy Qingdao Branch, Qingdao, Shandong 266041, China)

[Abstract] For determining calendar life of aircraft structure, this paper thought that the damage of the aircraft structure resulted from the synergistic effect of ground parking environment and fatigue load. On the basis of dynamic $S-N$ curve, traditional nominal stress-method and Miner theory, this paper put forward the method that was applied to the estimation of calendar life of aircraft structure.

[Key words] aircraft structure; calendar life; corrosion; fatigue; $S-N$ curve

※ ※ ※ ※ ※

更 正

本刊 2002 年第 4 期第 17 页图 1 中间层左端圆内“统子系 1”系“子系统 1”之误, 特此更正。

本刊编辑部