

腐蚀环境下飞机结构疲劳寿命的分析方法

穆志韬

(北京航空航天大学, 北京 100083)

[摘要] 依据海军现役飞机的腐蚀环境特点及结构件腐蚀损伤深度拟合规律, 采用应力场强法和局部应力应变法分别对疲劳缺口系数 K_f 及疲劳寿命计算模型进行了分析, 提出了一种腐蚀环境下飞机结构疲劳寿命的评定方法。该方法以室温大气环境下的寿命评定结论为依据, 考虑了结构件腐蚀损伤后潮湿空气、盐雾、盐雾 + SO_2 等环境介质对疲劳寿命的影响, 并结合国产某型飞机机翼前梁缘条腐蚀损伤部位的疲劳寿命及剩余寿命估算实例进行了分析。

[关键词] 飞机结构; 疲劳寿命; 腐蚀环境; 疲劳缺口系数

[中图分类号] V215.52 **[文献标识码]** A **[文章编号]** 1009-1742(2002)03-0068-05

1 引言

飞机结构在腐蚀环境与载荷联合作用下形成的腐蚀疲劳加速了飞机的疲劳破坏。腐蚀环境对现役老旧飞机结构寿命的影响日益突出, 已危及到现役军用飞机的飞行安全。目前, 我国飞机结构的寿命估算和疲劳试验绝大多数没有考虑环境的影响, 也未进行腐蚀环境条件下的寿命修正。部分机型的使用通报中都明确规定, 所给定的寿命结论不适用于在高温、高湿地区, 也就是说其使用寿命对在沿海服役的飞机不能直接应用。因此, 对腐蚀环境下飞机结构腐蚀疲劳寿命评定技术进行研究势在必行。

目前, 对腐蚀环境下疲劳寿命的计算方法国内外都处在探索阶段, 基本上是根据某个或某几个方面的理论假设, 通过实验室模拟件的加速腐蚀试验研究结果, 对无腐蚀条件下原构件的寿命进行修正。在环境加速腐蚀介质成分的选择、相互组合及当量折算关系、环境谱与载荷谱的匹配等相关内容对材料造成的腐蚀损伤还不十分清楚的前提下, 其计算结果会带来较大的误差。本文依据外场飞机结构件在真实环境中腐蚀深度统计的拟合结果, 探讨结构件疲劳寿命随飞机日历使用年限的增加和腐蚀

损伤深度的增加而导致的疲劳寿命的下降情况。

2 疲劳寿命的计算方法

工程中应用的疲劳寿命估算方法有局部应力应变法、名义应力法、能量法和细节疲劳额定值 (DFR) 法等多种形式。本文采用局部应力应变法中 Number 修正法。其基本思想认为, 零件或构件的整体疲劳性能取决于最危险区域的局部应力—应变状态。即假定一个结构的危险部位的应力—应变历程与光滑小试件的应力—应变历程相同, 则寿命也相同。利用等应变 (应力) 等损伤的假设使得小区域材料在疲劳载荷作用下的变形与损伤历程同标准光滑小试件的疲劳性能曲线对应起来。

2.1 计算模型

修正的 Number 方法, 其表达式为^[1]:

$$\Delta\sigma \cdot \Delta\epsilon = \frac{K_f^2 \cdot \Delta s^2}{E}, \quad (1)$$

材料的 $\sigma - \epsilon$ 迟滞回线方程为^[1]:

$$\Delta\epsilon = \frac{\Delta\sigma}{E} + 2 \cdot \left(\frac{\Delta\sigma}{2K'} \right)^{\frac{1}{n}}. \quad (2)$$

材料的应变寿命曲线为^[1]:

$$\Delta \epsilon = 2 \cdot \frac{\sigma'_f}{E} (2N_f)^b + 2 \cdot \epsilon'_f (2N_f)^c \quad (3)$$

欲求局部 $\Delta \sigma$ 及 $\Delta \epsilon$ ，只要找到材料的 $\sigma - \epsilon$ 迟滞回线与 Number 双曲线交点即可。采用牛顿迭代法计算，将式 (1) 代入式 (2) 移项整理并假设^[1]：

$$f(\Delta \epsilon) = \frac{K_f^2 \cdot \Delta s}{\Delta \epsilon \cdot E^2} + 2 \cdot \left(\frac{K_f^2 \cdot \Delta s^2}{2 \cdot \Delta \epsilon \cdot E \cdot K'} \right)^{\frac{1}{n'}} - \Delta \epsilon$$

则：

$$f'(\Delta \epsilon) = -\frac{K_f^2 \cdot \Delta s}{\Delta \epsilon^2 \cdot E^2} + \frac{2}{n'} \cdot \left(\frac{K_f^2 \cdot \Delta s^2}{2 \cdot \Delta \epsilon \cdot E \cdot K'} \right)^{\frac{1}{n'} - 1} \cdot \left(-\frac{K_f^2 \cdot \Delta s^2}{2 \cdot \Delta \epsilon^2 \cdot E \cdot K'} \right) - 1$$

假设方程 $f(\Delta \epsilon)$ 的第 i 次与第 $i + 1$ 次近似值分别为 $\Delta \epsilon_i$ 与 $\Delta \epsilon_{i+1}$ ，则有：

$$\Delta \epsilon_{i+1} = \Delta \epsilon_i - \frac{f(\Delta \epsilon_i)}{f'(\Delta \epsilon_i)} \quad (4)$$

式中： $\Delta \sigma$ 、 $\Delta \epsilon$ 、 Δs 分别为局部应力变程、局部应变变程及名义应力变程； K' 、 n' 分别为循环强度系数、循环应变硬化指数； σ'_f 、 ϵ'_f 、 E 分别为疲劳强度系数、疲劳塑性系数、弹性模量； b 、 c 、 K_f 分别为疲劳强度指数、疲劳塑性指数、疲劳缺口系数。

2.2 疲劳缺口系数 K_f

疲劳缺口系数 K_f 受各种因素影响，在疲劳寿命估算中 K_f 值确定的准确与否直接影响计算结果的准确性。迄今为止，已有不少具有实用价值的 K_f 表达式^[2]。由于以往的表达式建立在实验拟合的基础上，物理基础不牢，大都偏于保守。为了使 K_f 值的计算更符合实际，采用场强法理论对 K_f 进行了研究。结果表明，场强法理论比较符合疲劳损伤机制，计算得到的 K_f 值具有较高的精度。

应力场强法基本原理是，裂纹形成寿命与缺口根部有限体积的整个应力状态有关，而不仅仅与一点的应力状态有关，如图 1 所示，该方法基于根部一个区域定义一个有效的应力参数——场强。采用应力场强法计算疲劳缺口系数 K_f 的公式为：

$$K_f = \frac{S_e}{S_N} = \frac{1}{V} \int_{\Omega} f(\sigma_{ij}) \cdot \Phi(r) dV \quad (5)$$

对于平面问题，式 (5) 可写成如下形式：

$$K_f = \frac{S_e}{S_N} = \frac{1}{S} \int_{\Omega} f(\sigma_{ij}) \cdot \Phi(r) dS \quad (6)$$

式中： Ω 为破坏区域， V 、 S 分别为对于 Ω 区域

的体积和面积， $f(\sigma_{ij})$ 为应力函数， $\Phi(r)$ 为权函数。该式中如何确定疲劳损伤区域是问题的关键所在。在线弹性情况下， $f(\sigma_{ij})$ 只与试件几何形状有关，计算时选用 Von Mises 等效应力公式^[2]；而 $\Phi(r)$ 与材料和应力梯度有关，权函数的选择要考虑计算点的应力梯度 c 到损伤缺口区域的距离 r 以及该点最小截面的夹角函数，即 $\Phi(x) = 1 - cx(1 + \sin \theta)$ 。

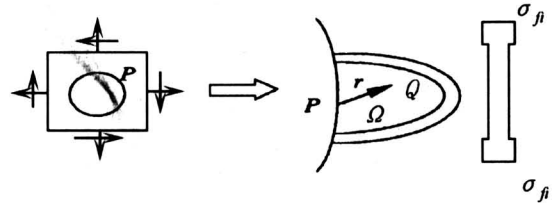


图 1 应力场强法计算模型

Fig.1 The calculating method of stress filed intensity

利用上述场强法原理， Ω 选为圆形平面场强区域。对海军某型飞机铝合金材料疲劳缺口系数 K_f 随腐蚀坑深度的变化规律进行了计算分析，得到不同腐蚀坑深度条件下的 K_f 值如表 1 所示，对表中数据拟合得到的公式如式 (7)：

$$K_f = 0.811 + 0.92765 \cdot d + 0.15233 \cdot d^2 \quad (7)$$

表 1 采用场强法模型计算的 K_f 值

Table 1 The calculating data of K_f by using stress filed intensity

腐蚀坑深度 d/mm	K_f	腐蚀坑深度 d/mm	K_f	腐蚀坑深度 d/mm	K_f
0.6	1.43	1.4	2.61	2.2	3.82
0.8	1.57	1.6	2.81	2.4	5.44
1.0	1.98	1.8	2.87		
1.2	2.01	2.0	2.94		

2.3 材料的疲劳参数选取及损伤准则

材料参数 K' 、 n' 、 b 、 c 、 σ'_f 、 ϵ'_f 等采用“海军飞机腐蚀疲劳定寿研究及应用”研究课题提供的铝合金 LY12CZ 在四种环境介质中的低周疲劳性能参数如表 2 所示。腐蚀疲劳寿命计算遵循常规疲劳线性累计损伤破坏准则^[3]，即 $\sum n_i/N_i = 1$ 时结构件破坏。 n_i 为第 i 种载荷作用的循环数； N_i 为第 i 种载荷作用下的破坏循环数。不同环境

条件对构件损伤的影响按环境比例份额线性叠加^[3]，即： $D = \sum K_i \cdot d_i$ ，其中 D 为腐蚀环境下

总的疲劳损伤； K_i 为环境谱中单一环境条件所占的比例； d_i 为单一环境条件下的疲劳损伤。

表 2 铝合金 LY12CZ 腐蚀环境下低周疲劳材质参数

Table 2 Parameters of low-cycle fatigue properties for LY12CZ under corrosive environment

材料	环境介质	σ'_f	b	$\epsilon'_f/\%$	c	K'	n'
LY12CZ	空气	675.0	-0.058 42	21.42	-0.511 2	706.5	0.087 22
	湿空气	690.7	-0.062 14	26.84	-0.535 7	718.8	0.091 47
	盐雾	711.4	-0.065 55	22.50	-0.502 2	704.6	0.087 27
	盐雾 + SO ₂	760.4	-0.075 66	42.93	-0.602 5	737.3	0.096 34

3 飞机结构腐蚀部位计算实例

选择某型飞机左中外翼 12 号肋前梁下缘条作为计算考核部位，外场腐蚀检查时发现 4 架飞机该部位有不同程度的腐蚀损伤。缘条材料为 LY12CZ，前梁下缘条截面尺寸示意图如图 2 所示。计算时选用该机重心处载荷谱，并把重心谱转换成前梁下缘条 12 肋处名义应力谱进行计算。

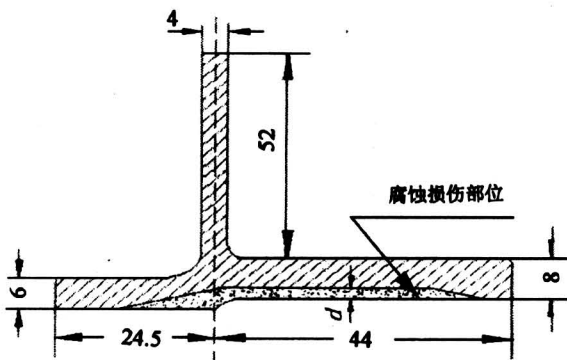


图 2 机翼前梁下缘条截面及腐蚀损伤示意图

Fig.2 The schematic figure of flange section and corrosion depth for aircraft wing

3.1 腐蚀疲劳寿命计算

随飞机日历使用年限的延长，造成飞机结构疲劳使用寿命降低的主要影响因素有三种情况：

1) 长期在腐蚀介质环境条件下使用，材料的疲劳品质性能参数下降，计算时选择表 2 中提供的铝合金材料在腐蚀介质中的材质参数。

2) 随结构件腐蚀损伤尺寸的增大，该部位疲劳缺口系数 K_f 增大，导致该处疲劳寿命降低，因而计算疲劳寿命时采用拟合得到的公式 (7) 计算。

3) 结构件随腐蚀坑深度的增加，截面积逐渐减小，前梁缘条在该处应力水平逐步升高，导致疲劳损伤增大，使该处疲劳寿命大幅度降低。计算时采用对该型飞机连续十几年的外场腐蚀普查得到的大量腐蚀损伤数据，经统计拟合分析得到的前梁缘条平均腐蚀深度 d 与日历使用年限 t 的关系式为^[4]：

$$d = -1.94716 + 1.632 \cdot \ln(t) \quad (8)$$

采用局部应力应变法模型及腐蚀深度外场统计拟合公式 (8) 进行腐蚀环境下疲劳寿命计算，得到不同腐蚀日历年限单一环境介质条件下该部位疲劳寿命计算值如表 3 所示。

表 3 不同服役日历年限单一环境介质条件下疲劳寿命计算结果

Table 3 Calculating results of the fatigue life in corrosive single-environment for different calendar time

日历使用 年限/a	腐蚀深 度/mm	K_f	疲劳寿命 /h			
			实验室空气	潮湿空气	3.5% NaCl 盐雾	盐雾 + SO ₂
15	2.47	4.04		649 064 800.0	273 594 800.0	24 199 490.0
16	2.58	4.21		322 884 100.0	141 113 000.0	13 577 460.0
17	2.68	4.39	515 766 300	165 873 300.0	74 255 170.0	7 680 666.0
18	2.77	4.55	211 218 400	69 757 060.0	30 478 560.0	3 541 702.0
19	2.86	4.71	26 582 370	10 021 710.0	4 402 902.0	753 165.7
20	2.94	4.86	1 196 553	559 616.6	291 779.8	77 852.3
21	3.02	5.00	50 364	29 071.2	19 579.5	7 289.8
22	3.10	5.15	2 818	1 982.3	1 263.2	836.7
23	3.17	5.28	244	206.3	155.7	130.0

3.2 综合腐蚀环境下的疲劳寿命

由于地面腐蚀降低了飞机结构材料的疲劳特性，而飞机在腐蚀气氛中飞行和停放必须考虑腐蚀疲劳对飞机结构寿命的影响。飞机结构的腐蚀疲劳综合寿命应是单一环境介质下疲劳寿命按空中飞行使用环境谱中各环境项所占的百分比进行折合。目前我国还没有针对某一机种而编制的空中使用环境谱，本文计算时参考美国波音飞机及海军飞机的飞行环境特点暂定的飞行使用环境谱^[5]（飞行高度 3 000 m 以下）对表 3 中各环境下的疲劳寿命进行加权合并。飞行使用环境谱中各类环境成份所占的加权比例分别为室温大气 87.5 %、潮湿空气 10 %、3.5 % NaCl 盐雾 + SO₂ 及 3.5 % 盐雾各占 1.25

%^[6]。按其环境比例折合后的寿命计算结果见表 4。根据某部队数架飞机十多年的飞行记录统计，计算出飞机的年均飞行强度，从而得到飞机使用到某一日历年限时考核部位的剩余疲劳寿命也列入表 4 中。飞机使用到某一日历年限综合环境下的疲劳寿命及剩余寿命曲线如图 3、图 4 所示，对图中曲线进行最小二乘法拟合，得到的外场腐蚀日历年限与对应的疲劳计算寿命与剩余寿命关系如式（9）：

$$\begin{cases} y = 24.16876 - 0.46811 \cdot \lg L_f - \\ \quad 0.03666 \cdot (\lg L_f)^2 \\ y = 22.15006 + 0.1713 \cdot \lg(\Delta L_f) - \\ \quad 0.08453 \cdot (\lg(\Delta L_f))^2 \end{cases} \quad (9)$$

表 4 不同日历年限综合环境条件下疲劳寿命计算结果

Table 4 Calculating results of the fatigue life in comprehensive environments for different calendar time

日历使用 年限/a	腐蚀深度/mm	K _f	疲劳寿命/h	
			综合环境下疲劳寿命	剩余疲劳寿命
17	2.68	4.39	468 907 040	468 905 578
18	2.77	4.55	192 217 059	192 215 511
19	2.86	4.71	24 326 196	24 324 562
20	2.94	4.86	1 107 566	1 105 846
21	3.02	5.00	47 312	45 506
22	3.10	5.15	2 690	798
23	3.17	5.28	238	0

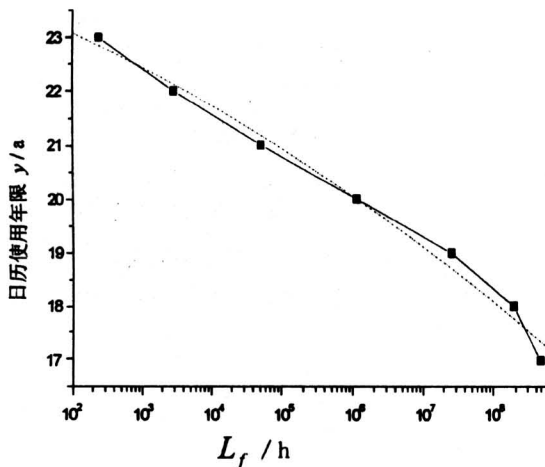


图 3 日历年限与腐蚀疲劳寿命曲线

Fig.3 The curve for fatigue life and calendar time

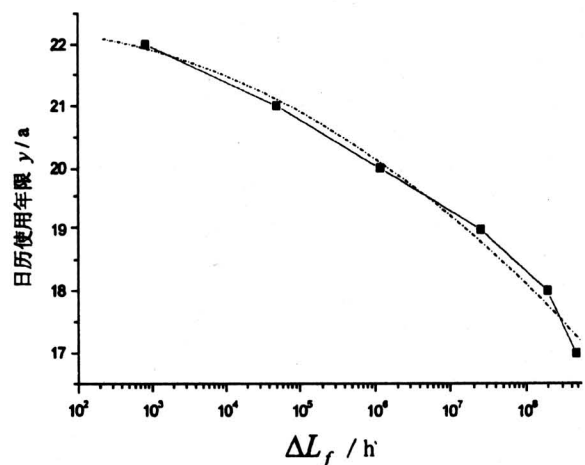


图 4 日历年限与疲劳剩余寿命曲线

Fig.4 The curve for fatigue residual life and calendar time

3 结 论

通过对腐蚀环境下飞机铝合金结构件的寿命评定计算可得出如下结论:

1) 不同腐蚀环境介质对飞机结构疲劳寿命的影响程度不同。对疲劳寿命影响较为严重的次序是 3.5% NaCl 盐雾 + SO₂、3.5% NaCl 盐雾、潮湿空气、实验室空气。计算结果与海军飞机腐蚀疲劳定寿研究课题试验结论基本一致。3.5% NaCl 盐雾 + SO₂ 对应于海军沿海 + 工业污染的机场; 3.5% NaCl 盐雾环境对应沿海, 但工业污染很轻的机场; 潮湿空气环境为基本远离海边, 无工业污染的机场。

2) 当飞机服役时间较短时, 结构件腐蚀损伤尺寸 (主要是构件腐蚀深度) 较小, 疲劳寿命的降低幅度较慢, 随飞机服役日历年限延长, 腐蚀损伤尺寸加大, 疲劳寿命下降幅度较快。因此, 对现役的军用老旧飞机应重点对疲劳关键件加强腐蚀检查及监控。

3) 对本文选择的机型主要铝合金 LY12CZ 结构件算例, 服役期达到 20 年时应缩短检查周期, 对结构件腐蚀严重部位加以修理和腐蚀控制。

参考文献

- [1] 赵名洋. 应变疲劳分析手册[M]. 北京: 科学出版社, 1991.
- [2] 杨晓华, 陈跃良. 应力场强法(SA1)计算疲劳寿命[J]. 海军航空技术学院学报, 2000, 11(1): 69~73
- [3] 蒋祖国. 飞机结构腐蚀疲劳[M]. 北京: 航空工业出版社, 1992.
- [4] 穆志韬, 段成美. 海军现役飞机外场腐蚀损伤统计规律模型及加速腐蚀试验研究[J]. 海军航空工程学院青岛分院学报, 2001, 14(1): 12~15
- [5] 段成美. 飞机的使用环境谱[A]. 飞机结构腐蚀疲劳论文集[C]. 1995. 50~54.
- [6] Chen Y L, Jin P. Study on load environmental spectrum and accelerated corrosion equivalent spectrum of aircraft structure[A]. FATIGUE'99[C]. 1999. 2353~2358.

The Analyzing Method for Fatigue Life of Aircraft Structures Under Corrosive Environment

Mu Zhitao

(Beijing University of Aeronautics & Astronautics, Beijing 100083, China)

[Abstract] According to the environment characteristics and corrosion depth distribution law of the naval aircraft structures fatigue notch factor (K_f) and fatigue life mathematical model was built by using the Stress Field Intensity (SFI) and Local Stress-strain methods. In this paper, a method for evaluating service life of aircraft structure under corrosive condition was developed. On the basis of the evaluation result under room temperature and air, and taking into consideration the influences of corrosion depth in the ground environment and corrosion fatigue in flight environment of the humidity air, salt fog, salt fog + SO₂ this method made correction for fatigue life. Finally, combing with a real case of fatigue life and residual life prediction of the flange for the aircraft wing, this calculating method was appraised.

[Key words] aircraft structure; fatigue life; corrosive environment; fatigue notch factor