

腐蚀条件下飞机结构使用寿命监控

贺小帆 刘文琰 蒋冬滨

(北京航空航天大学 飞行器设计与应用力学系)

摘 要: 提出了一种腐蚀条件下飞机结构使用寿命监控的方法,以一般环境下疲劳定寿结论和预期日历寿命指标为前提,考虑地面停放预腐蚀和空中腐蚀疲劳的影响,综合腐蚀条件下疲劳寿命监控和日历寿命指标控制,通过建立监控目标函数,对飞机结构的首翻、大修和总寿命进行监控,保证飞机的合理使用和适时大修,并考虑了飞机在服役过程中转场情况.给出了一个计算实例.

关键词: 腐蚀;疲劳寿命;使用寿命;日历寿命;监控

中图分类号: V 216.5

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2003)03-0229-04

飞机结构的使用寿命指标包括用飞行小时数表示的疲劳寿命和用使用年限表示的日历寿命,两者又均包含首翻期、修理间隔与总寿命,并以先达到为准的原则控制飞机结构的首翻、大修和总寿命的终结.当前给出的疲劳定寿结论仅对应着一般环境下使用的飞机,主要针对飞机结构的疲劳关键部位,但是在使用过程中飞机结构不可避免受到环境腐蚀作用,它对寿命的影响不可低估.腐蚀条件下飞机结构疲劳寿命评定方法^[1]考虑腐蚀环境的影响对一般环境下疲劳寿命 N_e^* 进行修正,结果表明,不同的使用环境和年均飞行强度(平均每年飞行小时数)直接影响着飞机结构的疲劳寿命 N_e ,而每架飞机各年的飞行强度 ΔN 实际是变化的,而且彼此也不一致.因此,如何合理地判断每架飞机是否达到疲劳寿命的首翻、大修和总寿命,需要引入具体的监控方法.与此同时,飞机结构还有日历寿命问题,它不仅取决于疲劳关键部位,还取决于腐蚀失效关键部位.真正实现飞机结构的使用寿命监控(首翻、大修和总寿命),必须综合考虑疲劳寿命指标和日历寿命指标.建立腐蚀条件下使用寿命监控方法和程序,对合理地使用飞机,控制飞机的大修及总寿命,有着重要的实用价值.

1 技术途径

1.1 前提条件

1) 有一般环境下的疲劳寿命评定结论(首翻

期、修理间隔与总寿命);

2) 有预期的日历寿命指标(首翻期、修理间隔与总寿命);

3) 每架飞机的飞行训练科目比例均按《飞行大纲》进行,即飞机结构的疲劳载荷谱是相同的.

1.2 技术途径

1) 以损伤相当的原则,考虑腐蚀环境的影响,将腐蚀条件下的 ΔN 当量折算到一般环境下,以其达到一般环境下疲劳寿命评定结论作为腐蚀条件下疲劳寿命监控的准则^[1];

2) 综合考虑腐蚀条件下疲劳寿命监控和日历寿命指标控制,以先达到为准的原则,建立目标函数,实现关键部位的使用寿命监控;

3) 综合飞机各关键部位的监控结论,给出整机使用寿命监控结论;

4) 使用寿命监控实际上是对首翻期、各次大修间的修理间隔和最后一次大修至总寿命的间隔逐一加以监控的,如果将首翻期视为第一次修理间隔,最后一次大修至总寿命的间隔人为地视为“最后一次修理间隔”,那么,使用寿命监控将归结为修理间隔(一般环境下疲劳寿命修理间隔 N_{ei}^* 、日历寿命修理间隔 T_{ei} 以及腐蚀条件下疲劳寿命修理间隔 N_{ei} ($i = 1, \dots, m$))的监控.

2 飞行小时数的当量折算

2.1 飞行小时数的当量折算方法

腐蚀条件下飞机结构使用寿命评定的修正方

收稿日期: 2001-09-29

基金项目: 国家部委基金资助项目

作者简介: 贺小帆(1976-),男,湖北天门人,博士生,100083,北京.

法^[1]对飞机服役过程进行了一些假设,将其分为地面停放预腐蚀和空中腐蚀疲劳的两个弱相关过程。

引入综合反映上述过程作用的腐蚀影响系数曲线 $m(T)$, 对腐蚀条件下的 ΔN 进行当量折算。其中 T 表示使用年限(一般以年计)。

若飞机在给定时间间隔 $\Delta T_j = T_j - T_{j-1}$ 中的飞行小时数为 ΔN_j , 则与 ΔN_j 损伤相当的当量一般环境下飞行小时数为

$$\Delta N_j^* = \Delta N_j / \left(\int_{T_{j-1}}^{T_j} m(T) dT / \Delta T_j \right) \quad (1)$$

若 ΔT_j 取 1a, 则 $m(T)$ 变化不大, 从偏安全角度出发, 取历年的最终值取代, (1) 式简化为

$$\Delta N_j^* = \Delta N_j / m(T_j) \quad (2)$$

2.2 腐蚀影响系数曲线的确定

1) 地面停放预腐蚀影响系数曲线

地面停放预腐蚀作用使结构形成蚀坑或锈斑, 加剧应力集中, 降低结构抗疲劳开裂能力。环境腐蚀性越强、腐蚀时间越长, 对结构疲劳寿命的影响越大。指定地面停放环境对应的影响系数 C 随 T 的变化规律 ($C-T$ 曲线) 为

$$C = 1 - aT^b$$

建立 $C-T$ 曲线的方法见文献[1, 2]。

2) 空中腐蚀疲劳影响系数

构成空中飞行腐蚀环境的各单一介质对飞机结构均有腐蚀作用, 同时还有载荷/环境的交互协同作用。对于军机结构, 空中环境相对较弱, 可采用分离化的方法确定空中腐蚀疲劳影响系数 K ^[1]。

3) 腐蚀影响系数曲线

综合地面停放腐蚀和空中腐蚀疲劳影响, 得到

$$m(T) = K \cdot C(T)$$

3 腐蚀条件下使用寿命监控

3.1 使用指定年限对应的疲劳损伤度

为使用寿命监控的方便, 衡量腐蚀环境下飞行载荷造成的损伤, 引入指定年限疲劳损伤度 D 的概念。在监控的修理间隔内, 按 (2) 式逐年对 ΔN_j 进行折算, 并累加至指定使用年限 T , 得到对应的当量一般环境下总的飞行小时数:

$$N^*(T) = \sum_{j=1}^T \Delta N_j^*$$

定义

$$D = \frac{N^*(T)}{N_{ci}^*} \quad (3)$$

$1 - D$ 则代表该修理间隔内的疲劳寿命裕度。

显然当 $D = 1$ 时, 腐蚀条件下结构达到其第 i 个进厂大修指标。但飞机在实际的使用过程中, 无法保证其 $N^*(T)$ 准确满足 $D = 1$ 的临界状态, $1 - D$ 过小也没有任何实际意义。为满足飞行的安全性的要求, 引入临界损伤度 D_{cr} 的概念。它是一个略小于 1 的控制指标, 具体数值根据飞机的服役环境、实际使用情况等确定, 通常可取为 0.9 ~ 0.95。当 ΔN_j 较高时, D_{cr} 取值应小一些; ΔN_j 较低时, 取值应大一些。当 $D < D_{cr}$ 时, 飞机可以继续安全的使用; 当 $D > D_{cr}$ 时, 必须进行大修; 当 $D = D_{cr}$ 时, 飞行达到临界状态, 飞机应在继续飞行一年内安排大修, 并应给出下一年的控制飞行小时数:

$$\Delta N_{cr} = (1 - D) \cdot N_{ci}^* \cdot m(T + 1)$$

3.2 监控目标函数的确定

综合对 D 的监控以及 T_{ci} 控制, 确定腐蚀条件下使用寿命监控的目标函数为

$$F = (D_{cr} - D)(T_{ci} - T) \quad (4)$$

式中, $T_{ci} - T$ 为该日历修理间隔内的日历寿命裕度。

飞机使用寿命监控的实际判据为 $F = 0$ 。当 D_{cr} 取 1 时, 上式即为参考文献[3]中的 (1) 式。

3.3 监控过程

在飞机实际使用过程中, 需要根据使用情况的监控给出对飞机使用有指导意义的信息, 现详细说明:

1) 当 $D_{cr} - D > 0$, $T_{ci} - T > 1$ 时, 飞机继续安全飞行, 给出寿命裕度 $1 - D$ 和 $T_{ci} - T$;

2) 当 $D_{cr} - D = 0$, $T_{ci} - T \geq 1$ 时, $N^*(T)$ 达到临界状态, 要在一年内安排大修。此时应给出下一年的 ΔN_{cr} , 以保证飞机的安全飞行;

3) 当 $D_{cr} - D > 0$, $T_{ci} - T = 1$ 时, T 接近修理间隔, 要在一年内安排大修。同时给出下一年的 ΔN_{cr} ;

4) 当 $D_{cr} - D < 0$ 或 $T_{ci} - T \leq 0$ 时, $N^*(T)$ 或 T 达到相应的修理间隔, 应该根据疲劳寿命修理方案或日历修理方案对飞机结构进行相应的修理。

3.4 有关飞机转场时的考虑

飞机在使用过程中, 不可避免的会出现转场的情况, 此时服役环境发生变化, 对结构的腐蚀损

伤情况改变,从而 $m(T)$ 参数发生变化.在对 ΔN_j 进行折算时, T 不能简单线性叠加,必须按腐蚀等效的原则进行相应的转换.

从 ΔN_j 折算的各种参数的意义可见,在某时刻转场时对应的飞机结构在一般环境下的疲劳寿命是确定的,即转场时刻两种环境下的 C 值应相等.假设在转场时,原使用环境 1 下日历年限为 T_1 ,与环境 2 中当量预腐蚀年限年 T_{eq} 对应的腐蚀损伤相等,从而:

$$C_1 = 1.0 - a_1 T_1^{b_1} = C_2 = 1.0 - a_2 T_{eq}^{b_2}$$

则

$$T_{eq} = \left(\frac{a_1}{a_2} T_1^{b_1} \right)^{\frac{1}{b_2}} \quad (5)$$

从而环境 2 中的 $m(T)$ 应该取

$$m(T) = K_2 [1.0 - a_2 (T - T_1 + T_{eq})^{b_2}] \quad (6)$$

假设飞机在某寿命间隔内转场 n 次,最后一次转场时的日历持续年限为 T_n ,按(5)式依次计算转场时的当量日历年限 $T_{eq,j} (j=1, \dots, n)$,转场后的 $m(T)$ 按下式计算:

$$m(T) = K_n [1.0 - a_n (T - T_n + T_{eq,n})^{b_n}] \quad (7)$$

4 应用实例

某系列飞机机翼采用梁式结构,已给出一般环境下的定寿结论为:首翻期 1200 飞行小时,对结构进行检查,但不修理;首翻后大修间隔 1000 飞行小时;总寿命 3000 飞行小时.预期的日历寿命指标为:10 a 首翻;首翻后 9 a;大修后 9 a,总寿命 28 a.

综合应力分析结果、对飞机服役环境以及已服役的飞机结构腐蚀损伤情况的调查研究,选取机翼主梁根部螺栓孔和副梁接头耳片为腐蚀环境下的疲劳关键危险部位.确定了我国沿海某地区服役环境下结构的 $m(T)$ 分别为

主梁

$$m(T) = 0.962(1 - 0.0451 T^{0.5695})$$

副梁

$$m(T) = 0.982(1 - 0.01796 T^{0.8831})$$

取腐蚀条件下 ΔN 分别为 50、100 飞行小时,不考虑日历寿命指标,采用文献[1]中方法进行疲劳寿命评定,结论见表 1.

从表 1 可知:由于腐蚀影响, N_{ci} 低于 N_{ci}^* ;在一定的腐蚀条件下, N_{ci} 与 ΔN 密切相关, ΔN 越

高,腐蚀影响越弱.上述过程针对的是飞机的平均使用情况,但是单机 ΔN 不完全一致,同时还有 T_{ci} 控制,必须对使用寿命进行监控.

表 1 腐蚀条件下飞机结构疲劳寿命评定

$\Delta N /$ 飞行小时	关键危险 部位 j	$N_{ci,j} /$ 飞行小时			$N_{ci} /$ 飞行小时		
		$N_{ci,j}$	$N_{ci,j}$	$N_{ci,j}$	N_{ci}	N_{ci}	N_{ci}
50	主梁	960	680	660	960	660	660
	副梁	1000	650	700			
100	主梁	1020	760	690	1020	760	690
	副梁	1080	780	730			

例 1 某架该型机在上述典型环境下服役 8 a,飞行记录见表 2,取 $D_{cr} = 0.95$,使用寿命监控结论见表 3.

表 2 8 a 飞行记录

T/a	1	2	3	4	5	6	7	8
$\Delta N_j /$ 飞行小时	80	70	120	110	140	160	150	170

表 3 使用寿命监控结论

部位	D	T/a	监控结论	总结论
主梁	0.98	8	$D > D_{cr}$, 马上进行首翻	马上进
副梁	0.92	8	安全飞行,疲劳寿命裕度 0.092	行首翻

例 2 该机在服役 8 a 后按监控结论进行首翻,再使用 4 a 后,转场至内地某湿热地区飞行 4 a,飞行记录见表 4,该地区结构的 $m(T)$ 分别为

主梁

$$m(T) = 0.962(1 - 0.0351 T^{0.6695})$$

副梁

$$m(T) = 0.982(1 - 0.02796 T^{0.7831})$$

取 $D_{cr} = 0.95$,使用寿命监控结论见表 5.

表 4 转场后 8 a 飞行记录

T/a	9	10	11	12	13	14	15	16
$\Delta N_j /$ 飞行小时	90	100	80	110	100	90	110	80

表 5 使用寿命监控结论

部位	D	T/a	监控结论	总结论
主梁	0.95	8	下一年进行大修, $\Delta N_{cr} = 38$ 飞行小时	下一年进行大修,
副梁	0.85	8	下一年进行大修, $\Delta N_{cr} = 126$ 飞行小时	$\Delta N_{cr} = 38$ 飞行小时

5 结束语

提出了一种腐蚀条件下使用寿命监控的方法,考虑地面停放腐蚀和空中腐蚀环境的影响,以一般环境下 N_{ci}^* 和 T_{ci} 为前提,综合考虑腐蚀条件下疲劳寿命监控和 T_{ci} 控制,通过建立监控目标函

数,对飞机结构的首翻、大修和总寿命进行监控,保证飞机的合理使用和适时修理.

参考文献 (References)

- [1] 刘文琰,李玉海,贾国荣. 腐蚀条件下飞机结构使用寿命评定与监控方法研究[J]. 北京航空航天大学学报, 1996, 22(3): 259 ~ 263
Liu Wenting, Li Yuhai, Jia Guorong. Evaluation and supervision of service life for aircraft structures under corrosive condition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1996, 22(3): 259 ~ 263 (in Chinese)
- [2] 刘文琰,蒋冬滨. 飞机结构关键危险部位加速腐蚀试验环境谱研究[J]. 航空学报, 1998, 19(4): 435 ~ 438
Liu Wenting, Jiang Dongbin. Study on accelerated corrosion test environment spectrum for critical area[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 1998, 19(4): 435 ~ 438 (in Chinese)
- [3] 张 栋. 确定飞机机体日历寿命的方法[J]. 航空学报, 1999, 20(6): 558 ~ 561
Zhang Dong. Determination method for calendar life of aircraft[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 1999, 20(6): 558 ~ 561 (in Chinese)

Service Life Supervision for Aircraft Structures under Corrosive Environment

He Xiaofan Liu Wenting Jiang Dongbin

(Dept. of Flight Vehicle Design and Applied Mechanics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

Abstract: A method for supervising the service life of aircraft structures under corrosive environment was developed. Based on the evaluation results of fatigue life at room temperature and in the air and the expected calendar life index, considering the influence of pre-corrosion under ground environment and the corrosion fatigue during flight, an objective function was established to supervise the inspection threshold, overhaul intervals and total life. Fatigue life supervision and calendar life supervision were unified by this function. In addition, significant corrosive environment change was considered. As an example, a practical supervising process was given to demonstrate the application of this method.

Key words: corrosion; fatigue life; service life; calendar life; supervision