

基于飞机结构寿命包线的飞机结构单机寿命监控

何宇廷

(空军工程大学飞机工程学院, 西安 710038)

[摘要] 在分析基准使用条件下飞机结构寿命包线的基础上, 给出飞机结构在非基准使用条件下的寿命包线的绘制方法, 阐明了在非基准使用条件下对飞机结构进行单机寿命监控的原理与方法。最后以飞机首翻后进行第二次大修的大修间隔期监控为例进行了分析说明。

[关键词] 飞机结构; 寿命包线; 寿命监控; 大修间隔期

[中图分类号] V216.5 **[文献标识码]** A **[文章编号]** 1009-1742(2006)06-0023-05

传统的飞机结构寿命指标为疲劳寿命与日历寿命。这两个寿命指标值往往是在出厂时由供货方依据订货方的要求提供的, 通常是依靠在特定环境下的疲劳(耐久性)及损伤容限试验结果加以评定分析得到的。在实际使用中, 用户根据供货方提供的该两个寿命值来控制飞机结构的寿命, 以该两个寿命值先到者为准。很显然, 这一对寿命值实际上只代表某一特定服役条件“点”状态下飞机结构的寿命特征, 不能反映不同的飞机结构疲劳寿命与日历寿命的相互影响关系, 也不能反映飞机实际服役环境与使用情况对飞机结构寿命品质的影响。采用传统的飞机结构疲劳寿命、日历寿命值来控制飞机的使用寿命, 必然造成飞机结构固有寿命值的巨大浪费。为了科学地确定飞机结构的日历寿命, 研究飞机结构使用寿命的监控技术, 人们已做了大量的工作^[1], 发展了飞机日历寿命确定的区域定寿法^[2], 基于动态S-N曲线的累积损伤结构日历寿命确定方法以及飞机结构日历寿命体系评定方法等^[3,4], 对飞机结构腐蚀的当量环境也进行了深入研究^[5], 同时还研究了材料在腐蚀环境下疲劳损伤累积规律^[6,7]。而发达国家空军由于飞行强度大, 日历寿命问题并不十分突出, 主要研究放在防腐技术及老

龄飞机管理方面^[8]。

文献[9]中提出了飞机结构寿命包线的概念, 并给出了建立飞机结构寿命包线的基本方法。飞机结构寿命包线是飞机结构安全服役使用的寿命范围, 反映了飞机结构疲劳寿命与日历寿命的相互影响关系。笔者进一步探讨了利用飞机结构寿命包线来监控飞机结构单机寿命的方法。

1 基准使用条件下飞机结构寿命包线

文献[9]给出飞机结构在基准使用条件下的寿命包线的绘制方法。

飞机出厂定型时所给定的疲劳寿命及日历寿命, 可以认为是在基准使用条件(对应基准疲劳载荷谱与基准腐蚀环境谱作用, 下同)下给定的值。比如, 疲劳寿命是采用设计载荷谱在实验室通过全机疲劳试验, 再考虑相应的安全系数及相关修正(比如基准疲劳载荷谱修正等)后确定的, 可以认为, 其对应飞机结构在基准疲劳载荷谱下的寿命值; 日历寿命值是结合疲劳寿命与基准服役腐蚀环境给出的, 本质上是希望该型机在基准服役使用载荷下, 在基准服役腐蚀环境下日历寿命应满足的最低值, 也就是现行飞机结构寿命指标(疲劳寿命与

[收稿日期] 2005-08-05; **修回日期** 2005-10-26; **重写日期** 2006-03-10; **修回日期** 2006-04-05

[基金项目] 国防预研基金资助项目

[作者简介] 何宇廷(1966-), 男, 四川阆中市人, 空军工程大学工程学院教授, 博士生导师

日历寿命) 仅仅是对应某一特定服役条件 (包括疲劳载荷条件与腐蚀环境) “点” 状态下的寿命特征。显然, 用这一对寿命指标来控制管理在不同服役环境下工作的飞机结构寿命是不准确的, 必然要造成飞机结构寿命的巨大浪费。

在基准使用条件 (基准疲劳载荷条件——固定的飞行科目计划安排即载荷历程, 以反映基准疲劳载荷谱作用; 基准腐蚀环境——固定的典型机场使用, 以反映基准腐蚀环境谱作用) 下飞机结构的疲劳寿命与日历寿命是相互影响并有本质联系的, 飞机结构寿命的本质特征可用寿命包线来表示。依照建立飞机机动飞行包线的思想方法^[10], 可绘制飞机结构寿命包线如图 1 所示。

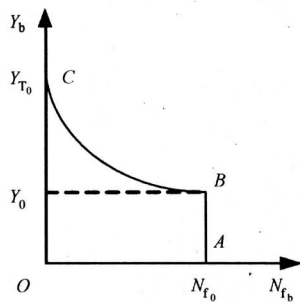


图 1 基准使用条件下飞机结构寿命包线图

Fig.1 Aircraft structural life envelope under baseline operational conditions

图 1 中, 横轴 N_{f_b} 为飞机结构的基准疲劳寿命值 (即基准疲劳载荷谱作用下的疲劳寿命), 纵轴 Y_b 为飞机结构的基准日历寿命值 (即基准腐蚀环境谱作用下的日历寿命)。A 点对应的 N_{f_0} 为飞机结构在基准使用条件下的疲劳寿命值, 通常在新机定型时由全尺寸疲劳试验 (或耐久性试验) 及损伤容限试验结果加分析评估确定, 该值可以认为忽略了环境作用的影响, 也就是忽略了日历时间的影响; B 点对应的 Y_0 为飞机结构表面防护层在基准使用条件下的最低日历有效期; C 点对应的 Y_{T_0} 为飞机结构在基准使用条件下疲劳寿命为零 (也就是无疲劳载荷作用) 时的最大日历寿命值。直线 AB 段表示在飞机结构表面防护层失效前飞机结构的疲劳寿命与日历寿命无关 (忽略时间和环境对材料微观组织的影响); 曲线 BC 段表示在飞机结构表面防护层失效后飞机结构日历寿命与疲劳寿命的相互影响关系。显然, 只要飞机在 OABCO 寿命范围内使用

就是安全的。其中, ABC 为飞机结构寿命的边界线。实际上, 现行的飞机结构寿命指标值仅为图 1 寿命包线区域内一点, 虽保证了飞行安全, 但没有充分发挥飞机结构的寿命性能。

在通常情况下, 飞机结构在服役期间都要经过几次翻修。因此飞机结构的总寿命也可以看成是由首翻期及数次大修间隔期组成的。考虑飞机结构首翻期 - 大修间隔期的飞机结构寿命包线图 (或翻修间隔期包线图) 如图 2 所示。如果翻修次数超过 4 次, 则可将第 5 次至第 8 次翻修间隔期包线再做一张图。

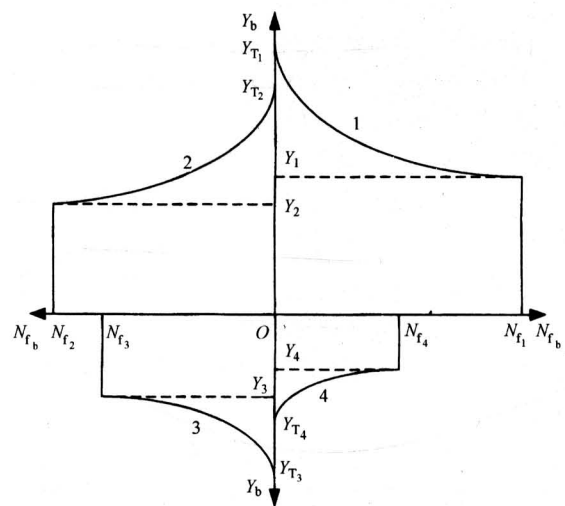


图 2 基准使用条件下飞机结构各次大修间隔期包线图

Fig.2 Aircraft structural life envelope of time between overhauls under baseline operational conditions

在图 2 中, 假定飞机经过两次翻修达到总寿命, 则飞机结构的首翻期由曲线 1 给定, 第二次大修间隔期由曲线 2 确定, 之后到总寿命的间隔期由曲线 3 确定。很明显, 传统的首翻期 (大修间隔期) 仅仅是图 2 中的几个具体 “点” 状态, 这几点往往并不在 1, 2, 3 边界曲线上, 因此造成了结构寿命的浪费。

2 非基准使用条件下飞机结构寿命包线

实际上, 飞机大多是在非基准使用条件下服役的。比如机体结构承受的疲劳载荷及腐蚀环境作用与基准的载荷谱不一致。飞机结构承受的非基准使用条件可分为三类: 疲劳载荷谱与基准疲劳载荷谱

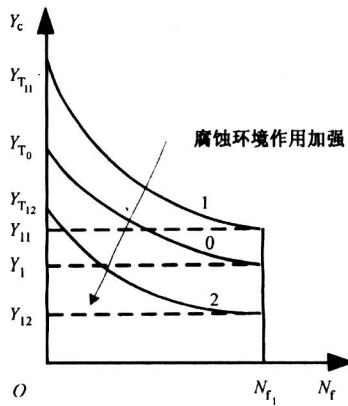


图 6 不同腐蚀环境谱 - 基准疲劳载荷谱下飞机结构首翻期包线图

Fig.6 Aircraft structural life envelope of the first overhaul under various corrosion environmental spectra but under baseline fatigue load spectra

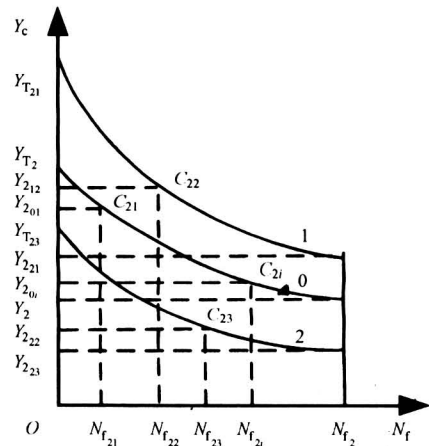


图 7 不同腐蚀环境谱 - 基准疲劳载荷谱下飞机结构第二次大修间隔期包线图

Fig.7 Aircraft structural life envelope of the second overhaul under various corrosion environmental spectra but under baseline fatigue load spectra

使用条件下飞机结构寿命包线图实施飞机单机寿命监控；如果飞机不在基准使用条件（如不固定的飞行计划安排即不固定的飞机受载历程；不同的飞机服役机场即不同的腐蚀环境因素等）下工作，则要根据非基准使用条件下飞机结构寿命包线图实施单机寿命监控。下面，以非基准使用条件下的飞机结构单机寿命监控为例，阐明对飞机结构进行单机寿命监控的原理与方法。

首先根据飞机的实际飞行科目、腐蚀环境及飞行强度，在对应的飞机结构寿命包线边界线上查出在该使用条件下飞机结构的固有疲劳寿命及日历寿命值；然后根据飞机结构在该使用条件下的服役时间计算出该时间段的使用对飞机结构造成的损伤量；根据飞机在不同使用条件下的使用时间段累计求出飞机结构的总损伤量；最后，依据线性累积损伤理论，当飞机结构的总损伤量为“1”时，飞机结构到寿。利用同样的方法，以飞机结构大修间隔期包线为基础，也可实现对飞机结构在不同使用条件下大修间隔期的监控。这里取不同腐蚀环境 - 基准疲劳载荷作用下飞机结构首翻后第二次大修间隔期监控过程为例加以说明。

不同腐蚀环境 - 基准疲劳载荷作用下飞机结构第二次大修对应的飞机结构寿命包线图如图 7 所示。

假如飞机经过第一次大修（首翻期）后，在 C_{21} 状态（对应包线寿命值：疲劳寿命期 $N_{f_{21}}$ ，日历寿命期 $Y_{2_{01}}$ ；飞行强度 $N_{f_{21}}/Y_{2_{01}}$ ）服役 n_{21} 年；

之后又在 C_{22} 状态（对应包线寿命值：疲劳寿命期 $N_{f_{22}}$ ，日历寿命期 $Y_{2_{12}}$ ；飞行强度 $N_{f_{22}}/Y_{2_{12}}$ ）服役 n_{22} 年；之后又在 C_{23} 状态（对应包线寿命值：疲劳寿命期 $N_{f_{23}}$ ，日历寿命期 $Y_{2_{23}}$ ；飞行强度 $N_{f_{23}}/Y_{2_{23}}$ ）服役 n_{23} 年……最后飞机在 C_{2i} 状态（对应包线寿命值：疲劳寿命期 $N_{f_{2i}}$ ，日历寿命期 $Y_{2_{0i}}$ ；飞行强度 $N_{f_{2i}}/Y_{2_{0i}}$ ）服役。

根据线性累积损伤理论，认为当损伤达到“1”时，结构到寿（到期）。因此其监控的飞机到第二次大修的剩余服役年限可由下式求得：

$$n_{2i} = [1 - (n_{21}/Y_{2_{01}} + n_{22}/Y_{2_{12}} + n_{23}/Y_{2_{23}} + \dots)] Y_{2_{0i}} \quad (1)$$

进而受监控的剩余疲劳寿命期值可表示为：

$$N'_{f_{2i}} = n_{2i} (N_{f_{2i}}/Y_{2_{0i}}) \quad (2)$$

当然，依据同样的原理，这里也可根据寿命包线图先求出飞机到第二次大修的剩余疲劳寿命值 $N'_{f_{2i}}$ ，再进而求出飞机到第二次大修的剩余服役年限 n_{2i} 。也就是说，当飞机在不同腐蚀环境下（疲劳载荷谱为基准疲劳载荷谱）服役，经过不同飞行强度的服役条件 C_{21} ， C_{22} ， C_{23} ……之后，在末状态条件 C_{2i} 下服役，到第二次大修的监控剩余疲劳寿命期为 $N'_{f_{2i}}$ ，对应日历年限为 n_{2i} 。当 $N'_{f_{2i}}$ （或 n_{2i} ）达到，飞机结构即满足进行第二次大修的寿命条件，须安

排进行大修。当然在实际控制过程中, 可依据有关要求给出寿命余量(如 50 飞行小时等)来控制 $N'_{t_{2i}}$ (或 n_{2i}), 以便飞机有足够寿命转场到修理厂。同理, 当飞机在其他非基准使用条件下服役, 也可以根据相应的飞机结构寿命包线, 实现飞机结构单机寿命监控。

由于影响飞机结构服役寿命的因素非常复杂, 要准确实施每架飞机的寿命预测与监控, 还有很多工作要做, 比如对寿命包线的绘制方法、结构损伤计算模型、服役条件分析等都还需要大量深入的研究工作。

4 结论

1) 要充分发挥飞机结构的性能, 挖掘飞机结构的寿命潜力, 建立飞机结构在各种使用条件下的寿命包线以反映飞机结构固有的寿命特征品质是必须的。

2) 在建立起飞机结构在各种使用条件下的寿命包线后, 即可依据寿命包线实现飞机结构在不同使用情况下的单机寿命监控, 既能充分利用飞机结构的寿命潜力, 又可合理地安排飞机返厂大修。

3) 各种使用条件下飞机结构寿命包线(或大修间隔期包线)是进行飞机结构单机寿命(或大修间隔期)监控的基础。

4) 笔者仅提出了基于飞机结构寿命包线的飞机结构单机寿命监控的基本思想方法。要真正实现

飞机结构寿命的精确预测并实施单机寿命监控, 还要做许多工作。

参考文献

- [1] 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
- [2] 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 ~ 552
- [3] 杨晓华, 姚卫星, 陈跃良, 等. 考虑日历环境影响的结构日历寿命研究[J], 应用力学学报, 2002, 19(3): 157 ~ 159
- [4] 刘 文, 李玉海, 王向明, 等. 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
- [5] 周希沅. 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
- [6] 杨晓华, 姚卫星, 段成美, 等. 腐蚀环境下 LC4 铝合金疲劳损伤累积规律研究[J], 航空学报, 2003, 24(3):234 ~ 236
- [7] 蒋祖国, 刘文宾, 吕国志, 等. 飞机结构腐蚀疲劳[M]. 北京: 航空工业出版社, 1992
- [8] 陈群志, 刘文珽, 陈志伟, 等. 腐蚀环境下飞机结构日历寿命研究现状与关键技术问题[J], 中国安全科学学报, 2000, 10(3):42 ~ 47
- [9] 何宇廷. 飞机结构寿命包线的建立[J], 空军工程大学学报, 2005, 6(6):4 ~ 6
- [10] 军用飞机强度和刚度规范·飞行载荷[S]. GJB67.2-85

Service Life Supervision for Individual Aircraft Structural System Based on Aircraft Structural Life Envelope

He Yuting

(Aircraft Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

[Abstract] Based on the analysis of the aircraft structural life envelope (ASLE) under the baseline operational conditions, an approach of establishment of aircraft structural life envelope (ASLE) under nonbaseline operational conditions is presented. The method of service life supervision for individual aircraft structural system(SLSFIASS) under nonbaseline operational conditions is given. Taking the supervision of the time between the first and second overhauls for an aircraft structural system for example, the supervising methods and steps of SLSFIASS are demonstrated.

[Key words] aircraft structure; life envelope; service life supervision; time between overhauls