

# 飞机结构寿命控制中的几个基本问题

何宇廷, 杜旭, 张腾, 崔荣洪

(空军工程大学航空航天工程学院, 西安, 710038)

**摘要** 飞机的寿命主要是由飞机结构寿命确定的, 飞机结构耐久性/安全寿命是飞机安全服役的基础条件。在深入分析设计/制造、服役/使用中各关键因素对结构寿命影响机理的基础上, 重点研究了基于安全寿命包线的结构剩余寿命预测和扩展延寿技术, 并对飞机结构寿命控制技术的研究范畴、服役使用计划调整方法等内容进行了阐述。应用飞机结构寿命控制技术可以实现飞机服役/使用寿命管理由传统的“固定消耗”模式向“主动控制”模式的转变。

**关键词** 飞机结构; 寿命; 控制; 服役使用

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2017.03.001

**中图分类号** V215 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2017)03-0001-08

## A Few Primary Elements in Controlling Aircraft Structural Service Life

HE Yuting, DU Xu, ZHANG Teng, CUI Ronghong

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** Life of aircraft is determined by the life of aircraft structures, and the durability life and safety life of aircraft structure are the foundations for the safety in service. On the basis of deeply analyzing about the effect of key factors on structure service life in the process of design, manufacture and service, this paper is going to focus on the prediction method of structure residual life and the life expansion technology based on the “safe life envelope”. The research category of the aircraft structure life control technology and the adjust method of aircraft service plan are elaborated. The aircraft structural life control technology in this paper can transform the aircraft structure life management measure from the traditional “fixed consumption” model to the “active control” model.

**Key words:** aircraft structure; service life; control; service

飞机结构使用寿命是指飞机在实际服役环境下从投入使用到报废的有效飞行小时数、飞行次数和使用年限, 其本质是飞机结构安全服役的限制值。飞机结构寿命是关系飞机安全服役的基础, 是飞机寿命确定的主要依据, 是飞机适航要求的基本内容之一。飞机结构寿命控制是在确保安全服役下通过

先进的设计/制造工艺、有效的服役/使用寿命跟踪(监控)、主动的服役/使用计划调整、合理的定寿/延寿等措施, 对飞机结构寿命主动调控, 使其主动满足使用需求。

飞机结构寿命控制是一个复杂的多学科问题, 涉及到解决结构疲劳、断裂、振动问题的力学<sup>[1]</sup>, 优

**收稿日期:** 2016-12-02

**基金项目:** 国家自然科学基金(51475470)

**作者简介:** 何宇廷(1966—), 男, 四川阆中人, 教授, 博士生导师, 主要从事飞机结构强度与寿命研究. Email: heyut666@126.com

**引用格式:** 何宇廷, 杜旭, 张腾, 等. 飞机结构寿命控制中的几个基本问题[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2017, 18(3): 1-8. HE Yuting, DU Xu, ZHANG Teng, et al. A Few Primary Elements in Controlling Aircraft Structural Service Life[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2017, 18(3): 1-8.

选结构用料的材料学,解决结构腐蚀防护与腐蚀损伤的化学,解决机群管理和调配的管理科学以及进行结构寿命可靠性分析的统计学等。

## 1 飞机结构寿命的相关问题

### 1.1 飞机结构服役使用寿命管理现状

传统上人们依据有效飞行小时数、飞行次数和使用年限 3 个指标对飞机结构寿命进行管理。规定的使用条件(载荷与环境)下的结构飞行小时数与起落次数限制值属于疲劳寿命的范畴;而防止结构由腐蚀(老化)造成功能失效或修理不经济性的使用年限值,属于日历寿命的范畴。一般在飞机服役前,上述 3 个指标的额定值  $N_{FH,cr}$ 、 $T_{TN,cr}$ 、 $N_{CL,cr}$  都明确给定,飞机退役的判据为<sup>[2]</sup>:

$$(N_{FH,cr} - N_{FH})(T_{TN,cr} - T_{TN})(N_{y,cr} - N_y) = 0 \quad (1)$$

当上述 3 个指标的使用消耗值  $N_{FH}$ 、 $T_{TN}$ 、 $N_{CL}$  中任何一个达到额定值,都意味着飞机服役/使用的结束。目前有些国家的军机取消了日历寿命的限制,环境的影响采用一个折减系数来缩减飞机结构疲劳寿命,但对于服役环境差别较大时,将显得过于粗糙。

### 1.2 现阶段结构寿命管理中存在的问题

飞机结构传统“定寿”方法按照设计的载荷状态和环境条件给出固定的飞机结构疲劳寿命值和日历寿命值,据此判断飞机结构是否到寿,其中并未考虑飞机实际服役使用情况疲劳寿命与日历寿命不匹配问题<sup>[3]</sup>。

飞机结构实际服役使用时,如果实际服役条件比设计条件严酷,结构服役可能会处于危险状态,在固定寿命期内正常使用,也可能出现结构破坏,影响服役安全;反之,则已到给定日历寿命期,结构却完好、利用率极低,则会出现飞机结构寿命并未消耗殆尽飞机就退出服役的现象,造成装备资源的浪费<sup>[4]</sup>。上述问题已成为飞机结构寿命管理中面临的突出问题。

### 1.3 影响飞机结构服役寿命的主要因素

飞机结构服役/使用寿命是多因素耦合制约的结果,主要可分为:①设计因素、材料因素、制造/加工因素等设计/制造因素决定结构的寿命品质;②载荷因素、环境因素、飞行计划安排等服役/使用因素决定结构寿命消耗的快慢;③定/延寿基本原理和方法影响到飞机结构寿命潜力释放。

### 1.4 飞机结构寿命管理的发展趋势

目前我国飞机结构寿命管理中按照设计载荷状态和环境条件确定固定的飞机结构疲劳寿命和日历

寿命值,被动消耗至到寿停飞,目前的管理属于被动消耗模式<sup>[5]</sup>。

通过先进的设计/制造工艺提高结构寿命品质、主动的服役/使用计划调整实现结构寿命的高效利用、合理的定/延寿理论充分释放飞机结构寿命潜力,使其满足使用需求,实现飞机结构寿命的主动控制。实现飞机结构寿命管理由传统的“被动消耗”模式向“主动控制”模式的跨越,是飞机结构寿命管理方法的发展趋势。

依据各关键部件对飞机结构安全服役的贡献度和相应的可靠度和置信度对各部件分别进行单独寿命管理;再根据每架飞机的服役使用情况对整机进行综合评估,最后给出满足可靠度和置信度要求的整机耐久性/安全寿命<sup>[6]</sup>。该管理方法在民机中得到了成功运用,在军机结构寿命管理中推广已成为飞机结构寿命管理的另一个发展趋势<sup>[7]</sup>。

## 2 设计/制造因素对飞机结构寿命的影响

飞机结构寿命中经常用到设计使用载荷谱和基准使用载荷谱以及设计使用寿命和基准使用寿命。在设计/制造因素对飞机结构寿命影响研究中,假定载荷谱/环境谱已编制完成,在此不对载荷谱/环境谱的编制相关内容进行讨论。

设计、材料、制造等因素影响到飞机结构寿命品质,对其影响机理进行剖析是确保结构寿命品质的基础。

### 2.1 设计因素

结构设计水平对飞机结构寿命有直接影响。2012年1月,交付不久的空客 A380 飞机就因设计缺陷,在连接机翼翼肋与蒙皮的连接件孔边发现疲劳裂纹,对飞行安全造成极大隐患。可见,结构设计细节会直接影响到结构寿命品质,同时结构设计思想决定了结构寿命管理方法和检查修理措施。

就飞机结构设计思想而言,最早采用的静强度设计思想;后来发展为静强度和刚度设计思想;逐渐发展为采用强度、刚度、疲劳安全寿命设计思想;目前强度、刚度、损伤容限和耐久性设计思想已成为主流,该设计理念在我国相关型号中也得到了广泛应用<sup>[8]</sup>;随着技术的进步,结构可靠性设计思想将成为未来的重要方向。

### 2.2 材料因素

合金钢、钛合金、铝合金等金属材料,碳纤维、玻璃纤维等复合材料以及有机玻璃、橡胶等材料,是目前飞机结构常用材料。不同材料(包括同种材料不

同牌号、热处理状态、铺层方式、胶接方式等)性能存在巨大差异,选用正确的材料是确保飞机结构服役安全的关键<sup>[9]</sup>。评价材料常用的力学性能指标有:①弹性模量  $E$ ,反映的是材料外载荷作用下的抗变形能力,对应于刚度设计思想;②抗拉强度  $\sigma_b$ 、屈服强度  $\sigma_s$ ,反映的是材料在外部载荷作用下抗拉能力,对应于静强度设计思想;③断裂韧性  $K_{IC}$ 、裂纹扩展门槛值  $\Delta K_{th}$ ,反映的是材料抵抗裂纹扩展和破坏的性能,对应于损伤容限设计;④疲劳极限  $S_{-1}$ 反映的是材料的疲劳性能,对应于材料的安全寿命/耐久性设计。

现阶段飞机的结构设计思想主要是强度、刚度、损伤容限和耐久性综合设计,在材料性能指标上分别有抗拉强度、抗弯(扭)模量、断裂韧性和疲劳极限等<sup>[10-11]</sup>。然而,现阶段反映单位重量材料力学性能的成熟指标仅有比强度和比刚度<sup>[12-13]</sup>,选材的指标体系仍需进一步完善。为此,何宇廷和张腾<sup>[14]</sup>在材料比强度、比刚度的基础上,提出了反映单位重量材料力学性能的材料比疲劳强度、比静韧度、比动韧度 3 个指标,以及反映材料性能力学特性偏重水平的疲劳强度比、静韧强比、疲劳韧强比 3 个指标,具体见表 1。

表 1 常见单位重量材料力学性能一览表

Tab. 1 Series of material property indices used for materials selection of aircraft structure

名称	计算方法	物理含义	设计思想
比(静)强度	抗拉强度/密度	单位重量材料的抗拉性能	静强度设计
比刚度	弹性模量/密度	单位重量材料的抗变形性能	刚度设计
比疲劳强度	疲劳极限/密度	单位重量材料的抗疲劳性能	安全寿命/耐久性设计
比静韧度	断裂韧性/密度	单位重量材料的静断裂强度	损伤容限设计
比动韧度	扩展门槛值/密度	单位重量材料的动断裂强度	损伤容限设计
疲劳强度比	疲劳极限/抗拉强度	材料疲劳强度与静强度之比	安全寿命/耐久性设计
静韧强比	断裂韧性/抗拉强度	材料断裂韧性与静强度之比	损伤容限设计
疲劳韧强比	断裂韧性/疲劳极限	材料断裂韧性与疲劳强度之比	耐久性/损伤容限设计

在此基础上建立了材料系列性能指标在飞机结构选材过程中的应用方法,具体流程见图 1,可为飞机结构的材料优选过程提供支持。

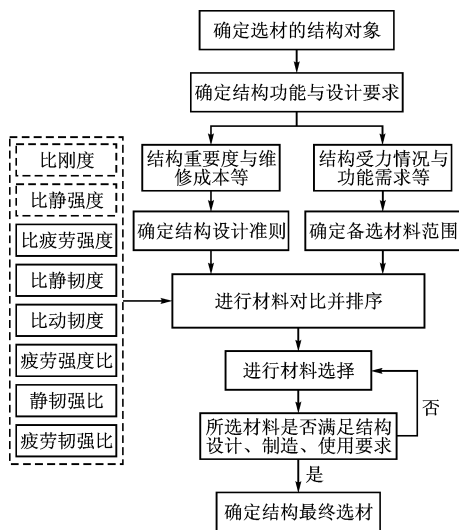


图 1 飞机结构材料优选流程

Fig. 1 The basic procedure of material selection of structure

2.3 制造因素

制造/加工工艺的好坏对飞机结构寿命有直接影响。强化工艺可以在基本不改变结构材料和形式的前提下,经局部强化处理提高飞机结构疲劳寿命,几种常见的局部强化工艺下某高强度钢( $\sigma_b = 1\ 960$  MPa)的旋转弯曲疲劳  $S-N$  曲线见图 2。

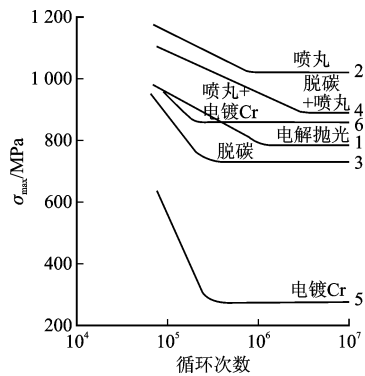


图 2 不同表面状态下某结构的疲劳  $S-N$  曲线

Fig. 2 The fatigue life  $S-N$  of representative structure under different surface state

孔冷挤压、干涉配合铆接/螺接、干涉配合衬套、喷丸强化、激光喷丸强化等工艺在飞机结构中得到了不同程度应用。不同强化工艺的增寿机理通常不同,孔挤压强化通过挤压在孔边产生残余应力,达到降低最大应力的目的;而干涉配合在孔边产生切向应力,进而降低应力幅值<sup>[15-16]</sup>,具体原理见图 3。

相同强化工艺下,不同工艺参数对结构寿命也有明显的影响,见图 4。

新的结构加工制造技术,如 3D 打印、柔性加工/制造、搅拌摩擦焊等,从制造加工角度改善了飞机结构寿命品质;激光喷丸强化等新的结构强化工艺,为飞机结构增寿提供了新的方法。

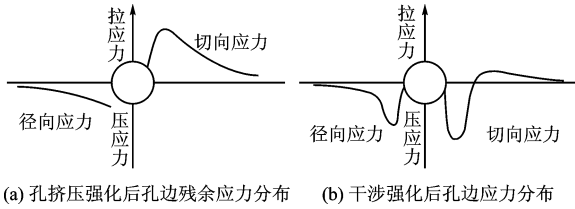


图3 孔挤压与干涉配合对比分析

Fig. 3 The stress distribution around hole with treated by cold expansion and interference fit pin

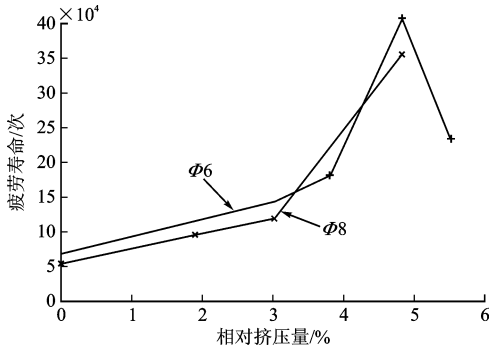


图4 孔挤压强化下不同挤压量对结构疲劳寿命的影响

Fig. 4 Effect of extrusion on fatigue life of cold expansion structures

### 3 服役/使用环境对飞机结构寿命的影响

载荷作用消耗飞机结构寿命,而腐蚀环境导致结构寿命品质降低。

#### 3.1 载荷对飞机结构寿命的影响

飞机服役使用过程中所经历的载荷,根据来源不同可以分为:机动动作、气动力、阵风、振动作用等飞行载荷;起降、机身自重、地面维护等地面载荷;以及战伤、外物打击等造成的意外损伤。载荷引起的结构疲劳损伤、静力拉断、结构变形、振动、结构破损等等。

使用载荷对结构疲劳关键件的影响,在本质上是结构寿命品质一定的情况下损耗结构寿命。

#### 3.2 腐蚀/老化对飞机结构寿命的影响

对飞机结构寿命产生影响的腐蚀/老化介质的来源主要包括:潮湿空气、工业废气、太阳照射、雾露、粉尘、盐雾等大气环境;飞机内部各类油料、生活污染物(厕所)等腐蚀介质;检查维护时的操作不当造成的液体溅落、清洁后积水等腐蚀介质<sup>[17]</sup>。

腐蚀/老化引起的结构常见的损伤类型有:涂层鼓泡、蚀点、剥落等失效模式,丧失对基体的保护;金属基体腐蚀发生点蚀、晶间腐蚀、剥蚀等;复合材料吸湿、有机玻璃银纹、橡胶件降阶老化等失效现象。

腐蚀/老化对结构寿命影响在本质上是结构寿命品质的削减<sup>[18-19]</sup>。

#### 3.3 载荷和腐蚀的耦合作用

飞机在服役使用中,结构典型服役历程可以分为地面停放期间、起/降阶段和高空飞行阶段。地面停放期间,大气腐蚀占主要作用,少部分构件也存在应力腐蚀问题;起/降阶段,存在腐蚀疲劳耦合作用问题;高空飞行阶段,结构所处大气环境的污染少、温度低,结构经历的主要是疲劳问题<sup>[20]</sup>。

因此飞机的服役全过程近似于简化为图5的腐蚀-疲劳交替过程。何宇廷和张海威创新性的提出了载荷-腐蚀耦合作用下的结构损伤及寿命预测模型和方法<sup>[21-22]</sup>。

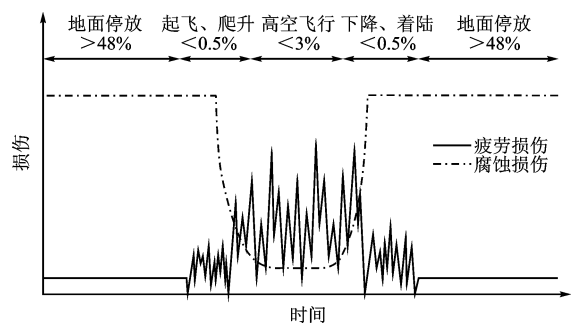


图5 飞机结构的典型服役使用历程

Fig. 5 Aircraft structural representative service/using progress

## 4 飞机结构的定寿/延寿技术

飞机结构定寿是在飞机服役前或服役初期给出的飞机结构的服役时间限制值,并据此对飞机结构服役/使用寿命进行管理。延寿是在飞机结构达到服役时间限制值后根据服役使用情况,进一步放宽服役使用寿命限制值。为了提高飞机的使用经济性,对飞机结构进行逐步评估延寿使用是国际上的通用做法。

#### 4.1 飞机结构定寿的基本方法

根据飞机结构所经历的载荷和腐蚀情况,可将飞机结构关键件划分为疲劳关键件、腐蚀关键件和腐蚀疲劳关键件。对飞机结构的疲劳关键危险部位采用疲劳和损伤容限分析方法进行寿命估算或疲劳强度评估,评定其能否达到设计指标要求;并通过全尺寸结构疲劳试验加以验证和判定;通过综合评定,给出飞机结构的疲劳寿命<sup>[23]</sup>,包括首翻期、检修间隔期、总寿命以及对应的检修大纲。

考虑到飞机结构材料与制造水平的分散性,给出的是针对机群的高可靠性寿命值。关键件寿命限制与全机寿命限制的关系见图6<sup>[24]</sup>,也称作结构关

键件寿命与全机寿命间的纽带,最后给出的全机寿命值就是耐久性安全寿命值。

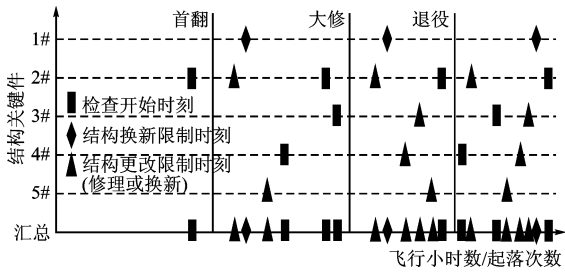


图6 关键件寿命限制与全机寿命限制的关系

Fig. 6 The relationship between structures limited fatigue life and aircraft limited fatigue life

图6中,设定飞机全机的维修策略及寿命限制由5个疲劳关键件的寿命限制综合确定,5个疲劳关键件中:1#关键件按照安全寿命设计准则设计和管理,2#、3#、4#关键件按照损伤容限/耐久性设计准则设计和管理,5#关键件按照耐久性准则设计和管理。对图6的说明如下:

1)对结构关键件的限制时刻分为检查开始时刻、结构换新限制时刻(仅针对安全寿命关键件)和结构更改(修理或换新)限制时刻3类。检查开始时刻是非强制性限制时刻,而在结构换新限制时刻和结构更改限制时刻之前则必须要进行全机大修,或对受损部件进行修理,是否大修以经济性 with 外场可修复性决定。

2)在首翻时,1#件要提前换新,2#件和5#件要提前进行结构更改,3#件和4#件要提前进行结构检查;由于换新/结构更改提前,大修与首翻的时间间隔必须要小于关键件2次换新/更改之间的时间间隔,即大修时机不仅与关键件一开始确定的限制时刻有关,还受到首翻时刻的影响。

3)对图6中的2#和4#关键件,其检查开始时刻与确定的结构修理时刻相距较远,建议在这2个关键件的疲劳关键部位加强检查或安装结构健康监控系统,以保证结构服役安全。

4)实际上,只要对飞机结构进行不断的修理、换件,则飞机就可以一直使用下去。但是,当多数关键件的结构更改间隔期显著缩短,飞机结构需要广泛、彻底、频繁的修理时,此时的结构修理已不再经济了。通常所给的飞机结构服役/使用寿命限制,实际上是飞机结构的经济寿命。

5)对一些限制时刻与其他关键件相差很大的关键件(图6中未列出),由所有关键件来确定飞机全机寿命限制时可能很难做到协调一致,这时需要对这些特殊的关键件更改结构设计或改进寿命预测方法,使其限制时刻与其他关键件靠近。

6)在飞机首翻或大修时,不仅要确定飞机结构寿命的关键件进行检查和修理,对其他结构部位也需要按照修理大纲的具体方案执行。

## 4.2 飞机结构寿命的动态评定模型-飞机结构寿命包线

飞机结构寿命包线是表征飞机结构在服役过程中飞行小时数/起落次数与服役日历时间范围的边界线,也即(当量)疲劳寿命与日历寿命的使用限制线,反映了飞机结构疲劳寿命与日历寿命的内在联系<sup>[25]</sup>。可在以日历时间、飞行小时数为横、纵坐标轴的二维直角坐标系中用曲线表示,典型腐蚀疲劳关键件的安全寿命包线见图7。安全寿命包线的说明如下:

1)建立寿命包线,都需要先开展实验室条件下的疲劳试验、腐蚀试验或腐蚀疲劳试验,而后根据试验结果进行可靠性分析,得到满足99.9%可靠性与90%置信水平要求(机群寿命服从对数正态分布规律时)的疲劳寿命值和腐蚀疲劳寿命值。

2)建立的结构寿命包线均为基准寿命包线,依据基准寿命包线对飞机的实际服役过程进行剩余寿命预测与寿命管理时,都应先将飞机的飞行小时数折算为飞机结构在基准载荷谱下的当量飞行小时数。

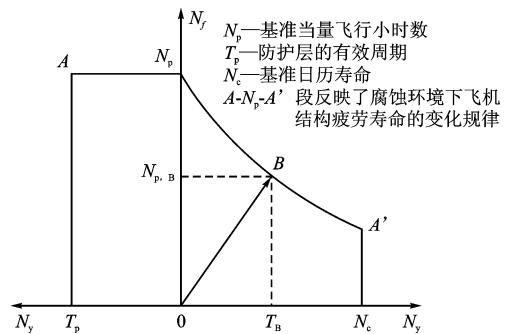


图7 典型腐蚀疲劳关键件的寿命包线

Fig. 7 Life envelop of representative corrosion-fatigue key structures

## 4.3 基于寿命包线的结构剩余寿命预测

根据寿命包线进行结构剩余寿命预测时,结构损伤度是已用寿命和剩余寿命的桥梁,当结构总损伤度达到1时,认为结构达到了使用寿命限制。具体预测方法如下:

### 4.3.1 防护体系失效前的当量损伤计算

防护体系失效前,飞机结构疲劳寿命的消耗不考虑环境影响,结构的疲劳累积损伤仅与飞行强度相关。通过对飞行载荷的等损伤折算,根据线性累积损伤理论,防护层有效时的结构当量损伤  $d_A$  为:

$$d_A = \sum_{T=1}^{T_p} \frac{I(T)}{N_p} \quad (2)$$

式中: $I(T)$ 为年飞行强度(单位:当量飞行小时/

年);  $N_p$  为当量疲劳(耐久性)安全寿命(单位:飞行小时);  $T_p$  为防护体系日历安全寿命值(单位:a)。

#### 4.3.2 防护体系失效后的当量损伤计算

防护体系发生失效后,结构受到腐蚀疲劳耦合作用,则利用安全寿命包线右侧曲线进行损伤计算。图7的B点对应的平均飞行强度为  $I_B$ ,则当量飞行小时数和日历安全寿命的关系如下:

$$N_{p,B} = I_B T_B = C(T_B) N_p \quad (3)$$

式中:  $N_{p,B}$ 、 $T_B$  分别为结构在无防护体系下以  $I_B$  飞行至到寿时对应的当量飞行小时数和日历安全寿命;  $C(T_B)$  为B点对应的腐蚀影响系数;  $N_p$  为结构疲劳安全寿命。

式(3)中  $N_p$  为已知量,  $C(T)$  表达式通过试验数据拟合。若已知B点对应的飞行强度,则可以求出对应  $N_{p,B}$  和  $T_B$ 。则B点飞行强度对应的年损伤度为:

$$d_B = \frac{I_B}{N_{p,B}} = \frac{1}{T_B} \quad (4)$$

假设在防护层失效后,以  $I_B$  飞行  $T'_B$  年内的累积损伤度为:

$$d_B = \frac{I_B T'_B}{N_{p,B}} = \frac{T'_B}{T_B} \quad (5)$$

#### 4.3.3 飞机结构的剩余寿命预测

结构剩余疲劳寿命为:

$$N_{p,B余} = (1 - d_B) N_{p,B} \quad (6)$$

上述结构安全寿命包线和剩余寿命预测针对的是单一服役环境。若飞机在多个地区转场使用,则需要建立与使用环境对应的寿命包线,见图8。根据在不同地区的使用情况以及其对应的寿命包线,可利用上述方法计算结构的损伤度,再根据飞机的后续使用计划进行剩余寿命预测。

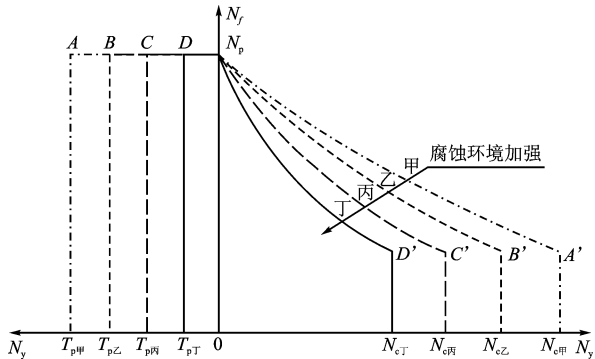


图8 多服役环境下飞机结构安全寿命包线

Fig. 8 Aircraft structural safety life envelop for multi-service environment

#### 4.4 基于寿命包线扩展的延寿技术

飞机结构不同类型的关键件需要采用不同的延寿方法进行延寿。

疲劳关键件采用当量延寿法进行延寿。将飞机结构的试验数据与外场服役使用数据当量为同一载荷谱下的数据,并进行数据融合及可靠性综合分析,以重新评定延长飞机结构的疲劳(耐久性)安全寿命。延寿的本质就是延长机队飞机结构的疲劳(耐久性)安全寿命(即当量服役使用疲劳寿命),也即放宽飞机结构使用限制,可概述为“先当量,后延寿”,具体方法可参考文献[25]。

腐蚀关键件采用“发现即修理”的方式来确保结构的服役使用安全。但“发现即修理”背后存在着“发现不到的地方就不会被修理”这一事实,故在使用中要求加以仔细检查防范。

基于结构寿命包线扩展的腐蚀疲劳关键件延寿,其实质上是延长飞机结构腐蚀疲劳关键件的疲劳寿命和日历寿命的当量基准值。其原理简述如下:飞机结构寿命包线扩展,结构损伤的计算基准相应地变大,在基准寿命包线控制的当量累积损伤达到1的飞机结构在新的基准下当量累积损伤值会小于1,可以继续服役使用。以结构大修为基础的结构寿命包线扩展,通过不断的深度修理或更换部件,飞机结构的寿命可以是无限的,即寿命包线可以不断地扩展下去。从使用经济性的角度来说,结构修理次数一般是有限的,分为重新涂刷未失效防护层、修复已失效防护层以及进行结构耐久性修理方式。

## 5 飞机结构寿命的控制技术

飞机结构的寿命控制,就是人们在飞机的设计制造、服役/使用过程中为达到既定服役/使用寿命目标而开展的一系列活动总称,其本质就是对飞机结构服役/使用周期限制的调整控制过程。

### 5.1 飞机结构寿命控制的范畴

飞机结构寿命控制的研究范畴,根据阶段不同可分为,设计制造阶段和服役/使用阶段;根据控制规模可分为,针对机队/机型和针对单机的结构寿命控制。

设计制造阶段,飞机结构寿命控制通过结构构型优化、材料优选、加工装配工艺改进等技术手段确保结构寿命品质,并对结构进行寿命品质评定(定寿)。在服役/使用阶段,对单机主要进行寿命监控、剩余寿命预测、使用计划调整以及结构修理,并根据机群和单机的服役使用情况放宽服役/使用寿命限制(延寿)。

针对机队/机型,通过设计、制造与定延寿,实现机队基准寿命值提高。针对单机,调整飞机的使用情况实现既定的寿命目标,包括针对单机的寿命监

控、使用计划调整、合理修理等。

## 5.2 飞机服役使用计划调整方法

通过飞机服役使用计划调整,可以实现飞机结构寿命消耗的主动控制。工程常用的飞机服役使用计划调整方法如下:

1)对同一架飞机,可以通过适当地调整飞行科目的顺序减小疲劳寿命指标的下降。例如,当飞机出厂或大修后,在结构防护层完好期间,可以适当地安排大载荷飞行科目,而在防护层破坏后尽量安排小载荷飞行科目。

2)适当的高载会产生高载迟滞效应,对裂纹扩展有阻碍作用。若飞机长期处于低强度飞行科目时,应在其中适当穿插几次大载荷飞行科目。

3)在进行大机动动作飞行训练时,可以选择飞机无挂弹、油量较少的时机,以减少飞机结构受到过多的高载,有效延长结构寿命。

4)在同一时期如果要完成飞行载荷强度不同的航线任务,可以通过调整飞机的使用计划,根据任务类型选择不同损伤度的飞机,实现整个机群的寿命协调。例如,安排防护层损伤严重的飞机飞载荷低强度航线任务,安排防护层完好飞机飞载荷高强度航线任务。

5)根据结构损伤状态,定期将不同腐蚀环境下服役的飞机调换使用,可以发挥涂层的最大效能,减小基体的腐蚀损伤,最终提高结构寿命。

## 6 结论

1)飞机结构服役/使用寿命与设计、制造、服役使用环境等因素密切相关,这些因素的改变会显著影响其长短。先进的制造工艺、强化工艺可以大幅提升飞机结构疲劳寿命,发展先进的强化工艺一直是世界各国关注的重点;通过加强载荷-环境耦合作用下材料寿命退化机理研究,提升真实服役环境下结构寿命预测精度是确保飞机结构安全服役的关键。

2)逐步延寿(扩大使用寿命限制)可以充分释放飞机结构的服役/使用寿命潜力,当量延寿法可充分挖掘飞机结构寿命潜力,为飞机结构延寿提供理论方法,可使飞机结构延寿工作更加科学、合理。

3)飞机结构寿命控制理论与技术为实现飞机结构寿命管理由“固定消耗”模式向“主动控制”模式转变提供支撑。飞机结构寿命控制理论与技术是一个非常复杂的技术体系,还需要逐步的完善和发展。

## 参考文献(References):

[1] 钟群鹏,田永江.失效分析基础[M].北京:机械工

业出版社,1989.

ZHONG Q P, TIAN Y J. Basis of Failure Analysis [M]. Beijing: China Machine Press, 1989. (in Chinese)

[2] 刘文琰,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.

LIU W T, LI Y H. Aircraft Structure Calendar Life Evolution Technology [M]. Beijing: Aeronautic Industry Press, 2004. (in Chinese)

[3] 何宇廷.基于飞机结构寿命包线的飞机结构单机寿命监控[J].中国工程科学,2006(6):22-27.

HE Y T. Service Life Supervision for Individual Aircraft Structural System Based on Aircraft Structural Life Envelope [J]. Engineering Science, 2006(6): 22-27. (in Chinese)

[4] 张福泽.飞机日历寿命确定的新方法研究[A]//柳春图,主编.疲劳与断裂2000[M].北京:气象出版社,2000:7-12.

ZHANG F Z. Research about the New Assessment Method of Aircraft Calendar Life [A]//LIU C T, Chief Editor. Fatigue and Fracture 2000 [M]. Beijing: China Meteorological Press, 2000: 7-12. (in Chinese)

[5] 姚卫星.结构疲劳寿命分析[M].北京:国防工业出版社,2002.

YAO W X. Analysis of Structural Fatigue Life [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002. (in Chinese)

[6] LIAO M, YANISHEVSKY M. Research Advances on Aircraft Structural Integrity and Sustainment at NRC [C]//Daejeon, Korea: ICAS2016, 2016.

[7] MOHAMMADI J, OLKIEWICA C. Operational Loads and Usage Monitoring: The ASH-37 Solution for Flight Solution for Flight Data Analysis [C]//The Proceedings of 21th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, 2001.

[8] 李曙林.飞机与发动机强度[M].北京:国防工业出版社,2007.

LI S L. Aircraft and Engine Strength [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007. (in Chinese)

[9] ASHBY M F. Materials Selection in Mechanical Design [M]. 4 ed. Oxford: Elsevier Ltd, 2011.

[10] HUDA Z, EDI P. Materials Selection in Design of Structures and Engines of Supersonic Aircrafts: A Review [J]. Materials and Design, 2013, 46(4): 552-560.

[11] FARAG M M. Quantitative Methods of Materials Selection [C]//KUTZ M, editor. Handbook of Materials Selection. 2008: 466-488.

[12] 吴云书.材料的比强度和比刚度[J].宇航学报,1985,6(3):80-85.

- WU Y S. The Specific Strength and Specific Stiffness of Materials [J]. *Journal of Stronautics*, 198, 6(3): 80-85. (in Chinese)
- [13] 周铁城. 机械设计选材与强度刚度评估 [J]. *机械工程材料*, 1996, 20(4): 40-42.
- ZHOU T C. A Choice of Material and Prediction of its Strength and Stiffness in Machine Design [J]. *Materials for Mechanical Engineering*, 1996, 20(4): 40-42. (in Chinese)
- [14] 张腾, 何宇廷, 谭申刚, 等. 用于飞机结构选材的系列材料性能指标及其应用 [J]. *航空学报*, 2016 (10): 3170-3177.
- ZHANG T, HE Y T, TAN S G, et al. Series of Material Property Indices and Their Application to Materials Selection for Aircraft Structure [J]. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2016 (10): 3170 - 3177. (in Chinese)
- [15] FU Y, GE E, SU H, et al. Cold Expansion Technology of Connection Holes in Aircraft Structures: A Respect and Prospect [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2015, 28(4): 961-973.
- [16] SUN Y, HU W, SHEN F, et al. Numerical Simulations of the Fatigue Damage Evolution at a Fastener Hole treated by Cold Expansion or with Interference Fit Pin [J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2016(107): 188-200.
- [17] MILLER R N, SCHUESSLER R L. Predicting Service Life of Aircraft Coating in Various Environments [J]. *Corrosion*, 1989(4): 17-
- [18] 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.
- CHEN Q Z, LIU W T, CHEN Z W, et al. Research Situation and Key Technology of Calendar Life of Aircraft Structure under Corrosion Environment [J]. *China Safety Science Journal*, 2000, 10(3): 43-47. (in Chinese)
- [19] WANG Z Y, MA T, HAN W, et al. Corrosion Behavior on Aluminum Alloy LY12 in Simulated Atmospheric Corrosion Process [J]. *Transactions of Non-ferrous Metals Society of China*, 2007, 17: 326-334.
- [20] 张海威, 何宇廷, 范超华, 等. 腐蚀/疲劳交替作用下飞机金属材料疲劳寿命计算方法 [J]. *航空学报*, 2013, 34(5): 1114-1121.
- ZHANG H W, HE Y T, FAN C H, et al. Fatigue Life Prediction Method for Aircraft Metal Material under Alternative Corrosion/Fatigue Process [J]. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2013, 34 (5): 1114-1121. (in Chinese)
- [21] 张海威, 何宇廷, 伍黎明, 等. 考虑静强度要求的飞机金属结构腐蚀/疲劳交替寿命预测方法 [J]. *应用力学学报*, 2012, 29(5): 589-594.
- ZHANG H W, He Y T, WU L M, et al. Corrosion/Fatigue Alternative Life Predicting Methodology for Aircraft Metal Structures in Consideration of Static Stress. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2012, 29(5): 589-594. (in Chinese)
- [22] 蒋祖国, 田丁栓, 周占廷. 飞机结构载荷/环境谱 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2012.
- JIANG Z G, TIAN D S, ZHOU Z T. Load/Environment Spectrums of Aircraft Structure [M]. Beijing: Electronic Industry Press, 2012. (in Chinese)
- [23] 何宇廷, 张腾. 飞机结构寿命控制理论与技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2017.
- HE Y T, ZHANG T. Controlling Theory and Technology of Aircraft Structures Life [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2017. (in Chinese)
- [24] 何宇廷. 飞机结构寿命包线的建立 [J]. *空军工程大学学报(自然科学版)*, 2005, 6(6): 4-6.
- He Y T. Establishment of Aircraft Structural Life Envelope [J]. *Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition)*, 2005, 6(6): 4-6. (in Chinese)
- [25] 何宇廷, 高潮, 张腾, 等. 一种老龄飞机疲劳(耐久性)延寿试验周期的确定方法 [J]. *空军工程大学学报(自然科学版)*, 2014, 15(3): 1-4.
- HE Y T, GAO C, ZHANG T, et al. A Method of Determining Fatigue test Period to Prolong Fatigue (Durability) Life for Aging Aircraft [J]. *Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition*, 2011, 15(3): 1-4. (in Chinese)

(编辑: 姚树峰)