

# 基于寿命包线的飞机金属结构寿命预测方法

张 腾 何宇廷 张海威 李昌范 邵 青

(空军工程大学航空航天工程学院,西安,710038)

**摘要:**飞机结构寿命包线是飞机结构在安全使用条件下疲劳寿命与日历寿命的边界线;在其概念的基础上,考虑疲劳寿命与日历寿命的相互影响关系,提出了通过预腐蚀疲劳试验确定飞机结构寿命包线的腐蚀影响系数法,建立了典型服役环境下飞机金属结构腐蚀疲劳关键件的剩余寿命预测方法,并给出了在飞行强度变化条件下的剩余寿命预测实例。飞机结构寿命包线确定方法与剩余寿命预测方法的建立,为飞机结构单机寿命(疲劳寿命与日历寿命)监控奠定了基础。

**关键词:**飞机结构;寿命包线;剩余寿命;疲劳寿命;日历寿命

**中图分类号:**V216.5 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2014)03-0413-06

## Life Prediction Method for Aircraft Metal Structures Based on Life Envelope

Zhang Teng, He Yuting, Zhang Haiwei, Li Changfan, Shao Qing

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

**Abstract:** Aircraft structural life envelope (ASLE) is a boundary line of fatigue life and calendar life while aircrafts in service. Based on the concept of ASLE, and considering the interaction between fatigue life and calendar life, a method of determining ASLE by pre-corrosion fatigue tests is proposed as corrosion-affecting coefficient method. A residual life prediction method for corrosion-fatigue critical components of aircraft metal structures under typical environment is established, and a residual life prediction example under condition of variable flight intensities is presented. The establishment of ASLE will pave the way for the structural life (i. e. fatigue life and calendar life) supervision for individual aircraft.

**Key words:** aircraft structure; life envelope; residual life; fatigue life; calendar life

军用飞机要实现所承担的作战使命,除了应具有先进的性能指标,还应满足长寿命、高可靠性以及高经济性的要求。国军标中明确规定了军用飞机结构使用寿命的参数——飞行小时(起落)数和使用年限,以保证飞机结构的使用安全。在飞机服役前,上述寿命指标的额定值就已明确给出,在实际寿命管理过程中,任何一个指标达到额定值都将意味着飞机的到寿<sup>[1]</sup>。飞行小时(起落)数由飞机结构的疲劳寿命确定,主要针对疲劳关键件;而使用年限主要针对腐蚀关键件,由其所能达到的最大

日历使用时间确定。现有文献<sup>[1-2]</sup>对腐蚀疲劳关键件的研究纳入到日历寿命管理范畴,不能反映结构疲劳载荷与腐蚀环境的相互影响关系,也不能反映飞机实际服役环境或使用情况对腐蚀疲劳关键件寿命品质的影响。采用传统的日历寿命指标来控制飞机腐蚀疲劳关键件的使用寿命,会造成结构固有寿命值的浪费且可能存在一定的安全风险。

文献[3]指出寿命预测新方法是未来工程结构的重要研究内容,而为了科学地进行飞机结构寿命管理,人们开展了大量的研究工作,发展了飞机日

**基金项目:**国家自然科学基金(51201182)资助项目;陕西省自然科学基金(2014JQ7256)资助项目。

**收稿日期:**2013-12-24;**修订日期:**2014-03-12

**通信作者:**何宇廷,男,教授,博士生导师,E-mail:hyt666@tom.com。

历寿命的区域定寿法<sup>[4]</sup>,基于动态 S-N 曲线累积损伤的结构日历寿命确定方法<sup>[2]</sup>等,对腐蚀疲劳作用下金属材料寿命退化规律也进行了深入研究<sup>[5]</sup>。由于发达国家飞机的飞行强度大,日历寿命问题并不突出,主要研究放在防腐技术和老龄飞机管理方面<sup>[6]</sup>。文献<sup>[7]</sup>初步提出了飞机结构寿命包线的概念,指出寿命包线可以在以基准疲劳寿命值和基准日历寿命值作为坐标轴的二维直角坐标系中表示;文献<sup>[8]</sup>提出了建立飞机结构寿命包线的整体思路,认为可以通过预腐蚀疲劳试验建立寿命包线。本文在文献<sup>[7,8]</sup>的基础上,对飞机结构寿命包线的概念进行完善,提出典型服役环境下建立飞机结构寿命包线的腐蚀影响系数方法,建立基于寿命包线的飞机金属结构腐蚀疲劳关键件剩余寿命预测方法,并分析了相关实例,为基于寿命包线的飞机结构单机寿命监控技术奠定基础。

## 1 飞机结构寿命包线的概念

出厂交付部队使用的军用飞机,其本身的设计质量及工艺质量已经确定,所体现的结构寿命品质是一定的。但是,由于结构经历的载荷/环境-时间历程不同,飞机结构所能达到的服役使用寿命也是不一样的,可以通过疲劳使用寿命和日历使用寿命综合反映出来。为了既保证飞行安全,又充分利用飞机结构寿命,本文采用飞机结构寿命包线对飞机金属结构腐蚀疲劳关键件的服役使用寿命进行分析。

飞机结构寿命包线是表征军用飞机结构在安全使用条件下飞行小时数/起落次数与日历时间范围的边界线,也就是(当量)疲劳寿命与日历寿命的使用限制线,可以在以疲劳寿命( $N_f$ )和日历寿命( $N_y$ )为坐标轴的二维直角坐标系中用曲线表示,反映了飞机结构疲劳寿命与日历寿命之间的相互关系。飞机结构寿命包线将实际使用环境下飞机结构寿命值作为动态变量,根据单架飞机结构的实际“损伤”来实现飞机结构寿命的有效监控和管理,典型服役环境下的飞机结构寿命包线如图 1 所示。需要说明的是,本文建立的均是在基准载荷谱与给定腐蚀环境下的基准寿命包线,依据基准寿命包线对服役飞机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等损伤折算为飞机结构在基准载荷谱下的当量飞行小时数,即寿命包线图中纵坐标疲劳寿命的单位为当量飞行小时(以下简称飞行小时)。

本文建立的结构寿命包线基于以下假设:飞机在一种服役环境下使用,即不考虑转场、驻训造成

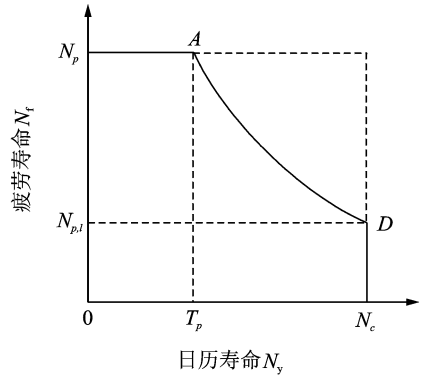


图 1 典型服役环境下飞机结构寿命包线

Fig. 1 Aircraft structural life envelope under typical service environment

的环境改变等因素;不考虑飞机的大修对飞机结构状态造成的改变。在图 1 中, $N_p$  为通过全机疲劳试验和可靠性分析得到的满足一定可靠度与置信水平要求的疲劳(耐久性)安全寿命,即基准疲劳寿命; $T_p$  为防护层的有效周期,即结构在 A 点之前不需要考虑腐蚀对结构基体材料的影响;图中 A-D 段反映了防护层失效后,飞机结构疲劳寿命在腐蚀环境下的变化规律;D 点为防止结构因腐蚀疲劳损伤发生突然断裂的限制点。

## 2 基于寿命包线的典型服役环境下飞机结构剩余寿命预测方法

根据飞机结构经历的载荷/环境-时间历程,可以计算得到飞机结构的疲劳/腐蚀损伤值,进而确定飞机在服役使用过程中该结构所处的寿命状态。因此,对外部载荷进行计算与分析,是把握飞机结构疲劳损伤状态,进行疲劳使用寿命管理的前提;对服役飞机的环境条件进行计算与分析,是把握飞机结构腐蚀损伤状态,进行日历使用寿命管理的重要条件。

本文提出的腐蚀影响系数法通过开展结构模拟件的预腐蚀疲劳试验,确定不同腐蚀时间后的结构剩余疲劳寿命,计算得到腐蚀影响系数曲线,进一步结合飞机的基准疲劳寿命可以确定基准寿命包线;依据基准寿命包线,建立了相应的剩余寿命计算方法,实现了对飞机金属结构腐蚀疲劳关键件剩余寿命的有效预测。

### 2.1 飞机结构寿命包线的腐蚀影响系数法

腐蚀影响系数法基于两点假设:一是认为腐蚀与疲劳的交互作用可以分开考虑;二是如果飞机结构载荷的最大应力循环造成的损伤占 70%,该级

应力水平对应的寿命应在  $10^4$  左右,那么可以将腐蚀环境中的疲劳问题退化成预腐蚀疲劳问题。

飞机的飞行时间在总日历寿命中所占比例很小,假设军用飞行设计使用寿命 3 000 飞行小时,日历寿命 20 年,其飞停比仅为 1.71%,地面停放时间占飞机日历寿命的绝大部分,地面停放环境对结构的腐蚀起主要作用,空中环境对结构的腐蚀影响极小<sup>[9]</sup>。因此,腐蚀影响系数法采用腐蚀影响系数曲线  $m(T)$  表示,在地面腐蚀影响系数曲线  $C(T)$  的基础上考虑空中弱环境的影响,引入空中腐蚀影响系数  $K$ ;其中, $K$  为小于 1 的常数,主要是考虑飞机中低空飞行时空中环境对结构的腐蚀。

$C(T)$  曲线反映的是经历加速腐蚀  $T$  年后试件的剩余疲劳寿命同完好试件疲劳寿命的比值,确定方法如下:

(1)采用完好试件进行部件载荷谱下的疲劳试验,通过调整载荷系数,除以相应的分散系数,使该部件在调整后的载荷谱下的疲劳寿命与基准寿命值相吻合,得到完好试件基准中值疲劳寿命  $N_{50}(0)$ ;

(2)对结构模拟件进行模拟加速环境  $T_i$  年的加速环境试验,确定加速环境对结构表面腐蚀的影响;

(3)开展经历模拟不同加速环境  $T_i$  年后的部件载荷谱疲劳试验,得到中值疲劳寿命  $N_{50}(T_i)$ ;

(4)计算得到  $C_{T_i} = \frac{N_{50}(T_i)}{N_{50}(0)}$ ,进一步拟合得到  $C(T) = f(C_{T_i}, T_i)$ 。

以图 1 为例,典型环境下飞机结构寿命包线确定的腐蚀影响系数法流程如下:

(1)飞机结构疲劳(耐久性)安全寿命。不考虑腐蚀环境的影响,通过实验室开展等损伤载荷谱下的疲劳试验,并结合可靠性分析,确定飞机结构的疲劳(耐久性)安全寿命  $N_p$ 。

(2)防护层有效使用时间。根据飞机结构的服役使用环境,通过实验室加速环境试验确定防护层的有效使用时间  $T_p$ 。

(3)腐蚀影响系数曲线。根据飞机结构环境谱和部件载荷谱,开展结构模拟件在同一腐蚀环境下不同腐蚀时间的多组预腐蚀疲劳试验,确定典型结构的腐蚀影响系数曲线为

$$m(T) = C(T) \times K = \frac{N_{50}(T)}{N_{50}(0)} \times K \quad (1)$$

式中: $C(T)$ 为地面腐蚀影响系数; $N_{50}(T)$ 为经历加速环境作用  $T$  年后试件的中值疲劳寿命; $N_{50}(0)$ 为完好试件的中值疲劳寿命; $K$ 为空中腐蚀影响系数,需要注意的是, $K$  值在防护层开始失

效  $T_p$  点的值为 1。对不带防腐层的试验件进行预腐蚀疲劳试验,腐蚀影响系数曲线的起点是从防护层失效时的日历时间算起,因此,将腐蚀影响系数曲线绘入寿命包线中应将其横坐标平移  $T_p$ ,即其方程为

$$N_f = C(N_y - T_p) \times K \times N_p \quad (2)$$

(4)防意外断裂限制点。在腐蚀与疲劳的共同作用下,裂纹扩展到一定阶段可能使结构发生意想不到的断裂。因此,有必要将腐蚀环境下满足结构静强度和结构断裂韧度二者中的较小值对应的疲劳指标作为  $D$  点,以保证结构使用安全。对于结构静强度要求,通常将使用载荷放大 1.5 倍作为设计载荷,进行静强度设计与校核;对于结构断裂韧度要求,如对破损安全结构进行试验所施加的载荷应为 1.15 倍临界破损安全载荷。

### 2.2 基于寿命包线的飞机结构剩余寿命预测

飞机结构在某一时刻的寿命状态对应着寿命包线上的某一点。通过寿命包线,可以建立在实际使用条件下结构疲劳寿命与日历寿命的关系。以图 2 为例,典型环境下基于结构寿命包线的飞机结构剩余寿命预测方法流程如下:

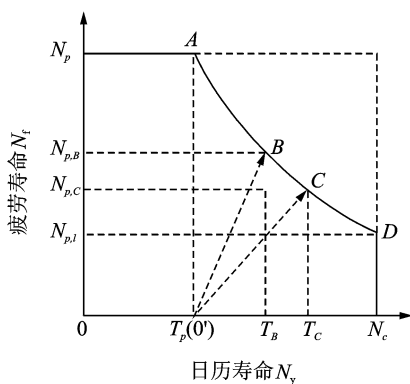


图 2 典型服役环境下飞机结构寿命包线

Fig. 2 Aircraft structural life envelope under typical service environment

(1)防护层有效时,结构当量损伤的计算。

在防护层失效前,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;而飞机结构的飞行强度能够通过飞参记录、飞行履历、关键部位应力(应变)数据等计算得到,可以认为是已知量,一般以飞行小时或当量飞行小时数作为度量标准。根据线性累积损伤理论,防护层有效时的结构当量损伤为

$$d_A = \sum_{T=1}^{T_p} \frac{I(T)}{N_p} \quad (3)$$

式中:  $I$  为每年的当量飞行小时数;  $N_p$  为结构的疲劳(耐久性)安全寿命, 采用当量飞行小时数表示;  $T_p$  为防护层的有效使用周期;  $T$  为飞机结构的实际使用时间, 以年表示。

(2) 防护层失效后, 结构的剩余寿命计算。

由于防护层失效后结构的疲劳寿命受到腐蚀的影响, 结构的年损伤度计算必须与防护层失效前的情况分开考虑, 因此防护层失效后的年损伤度计算要以图 2 中的  $T_p$  点作为新的坐标原点  $0'$ , 即飞机以防护层失效点作为损伤度为 0 的状态开始使用。假设飞机结构在防护层失效后以平均飞行强度为  $I_B$  飞行达到  $B$  点状态, 则疲劳寿命  $N_{p,B}$  与实际日历时间  $T_B$  的关系为

$$N_{p,B} = I_B \times (T_B - T_p) \quad (4)$$

式(4)的含义为: 不考虑防护层的影响, 飞机结构从损伤度为 0 的状态以飞行强度  $I_B$  飞行  $T_B - T_p$  年, 则  $N_{p,B}$  对应的疲劳寿命储备量全部用完, 即  $B$  点对应的年损伤度为  $I_B/N_{p,B}$ 。若飞机结构在防护层失效后, 以飞行强度为  $I_B$  使用  $T'_B$  年。此时, 考虑防护层失效前的使用情况, 结构总的当量损伤为

$$d_B = \sum_{T=1}^{T_p} \frac{I(T)}{N_p} + \frac{I_B \times T'_B}{N_{p,B}} = \sum_{T=1}^{T_p} \frac{I(T)}{N_p} + \frac{T'_B}{T_B - N_p} \quad (5)$$

结构剩余疲劳寿命为

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

若继续在  $B$  点飞行强度下使用, 剩余日历寿命为

$$T_{B\text{余}} = \frac{N_{p,B\text{余}}}{I_B} \quad (7)$$

(3) 改变飞行强度后结构的剩余寿命预测。

如果以飞行强度为  $I_B$  使用  $T'_B$  年后飞行强度改变, 以图 1 中  $C$  点对应的飞行强度  $I_C$  使用至到寿。此时, 飞机结构的剩余疲劳寿命为

$$N_{p,C\text{余}} = N_{p,C} \times (1 - d_B) \quad (8)$$

在  $C$  点飞行强度下的剩余日历寿命为

$$T_{C\text{余}} = \frac{N_{p,C\text{余}}}{I_C} \quad (9)$$

### 3 某型飞机腐蚀疲劳关键件剩余寿命预测实例

#### 3.1 研究对象

以某型飞机机翼主梁下凸缘航后 2 孔模拟件 (30CrMnSiNi2A 锻件 + 2A12 附片) 为研究对象,

该结构模拟件在表 1 中环境谱的作用下, 加速环境 10 h 相当于外场作用 1 年, 施加名义应力谱, 防护层在该加速环境下有效周期为 5 年<sup>[1]</sup>。通过计算得到地面腐蚀影响系数曲线为

$$C(T) = 1 - 0.023\ 074 \times T^{0.844\ 885} \quad (10)$$

空中腐蚀影响系数  $K = 0.963$ , 疲劳寿命指标为 3 000 当量飞行小时(以下简称飞行小时)。

表 1 加速腐蚀试验谱

Tab. 1 Accelerated corrosion spectrum

腐蚀参数	数值
温度	40±2℃
湿度	90%~95%RH
腐蚀溶液	5%NaCl 溶液, 加入少量稀 H <sub>2</sub> SO <sub>4</sub> , 使溶液的 pH 值达到 4~4.5
腐蚀时间	每周期浸泡时间 7.5 min, 烘干时间 22.5 min, 采用远红外灯照射烘干

#### 3.2 结构寿命包线

值得注意的是,  $C(T)$  曲线中时间  $T$  的适用范围一般是 0~30 年<sup>[1]</sup>, 也就是说, 在经历 30 年以上腐蚀时间后, 结构材料的腐蚀机理可能已经发生改变。此时,  $C(T)$  曲线已经无法很好地描述材料疲劳性能的退化情况。因此, 采用上述参数计算得到全寿命期内(不考虑修理)的某型飞机结构寿命包线, 日历使用时间以 35 年为限(防护层有效时 5 年不考虑腐蚀的影响), 建立的结构寿命包线如图 3 所示。

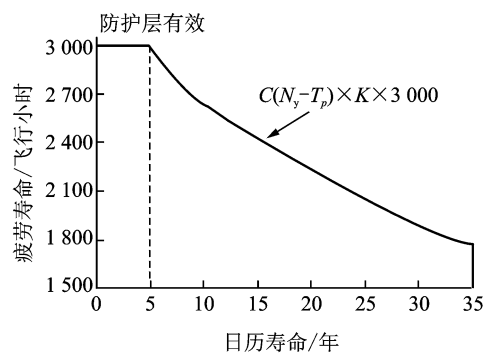


图 3 基于腐蚀影响系数法的某型飞机结构寿命包线

Fig. 3 Aircraft structural life envelope based on corrosion-affecting coefficient method

#### 3.3 结构剩余寿命预测分析

在防护层失效前, 飞机结构的疲劳损伤仅与飞行强度  $I$  有关, 不必考虑腐蚀环境的影响; 而在防护层失效后, 可借助寿命包线确定飞机结构的损伤度。首先根据式(3)计算总日历寿命, 假设飞行强

度为 100 飞行小时/年,由于飞机的当量疲劳(耐久性)安全寿命为 3 000 飞行小时;在此飞行强度下,飞机结构的年损伤度为

$$d = \frac{100}{3\ 000} = 0.033\ 3 \quad (11)$$

采用腐蚀影响系数法,计算得到在防护层失效前后、不同年飞行强度下对应的疲劳使用寿命与日历使用寿命及结构损伤度,如表 2 所示。

表 2 不同飞行强度对应的结构损伤度

Tab. 2 Structural damage degrees corresponding to different flight intensities

飞行强度/ (飞行小 时/年)	考虑防护层失效			防护层未失效		
	疲劳寿命/ 飞行小时	日历寿命/ 年	年损 伤度	日历寿命/ 年	年损 伤度	
200	2 353.8	11.77	0.085 0	15.00	0.066 7	
180	2 312.6	12.85	0.077 8	16.67	0.060 0	
160	2 263.7	14.15	0.070 7	18.75	0.053 3	
150	2 235.6	14.90	0.067 1	20.00	0.050 0	
130	2 170.6	16.69	0.059 9	23.08	0.043 3	
120	2 131.2	17.76	0.056 3	25.00	0.040 0	
110	2 087.6	18.98	0.052 7	27.27	0.036 7	
100	2 037.9	20.38	0.049 1	30.00	0.033 3	
90	1 980.8	22.00	0.045 5	33.33	0.030 0	
80	1 914.3	23.93	0.041 8	37.50	0.026 7	
70	1 835.8	26.23	0.038 1	42.86	0.023 3	
60	1 741.5	29.03	0.034 4	50.00	0.020 0	
50	1 625.9	32.52	0.030 8	60.00	0.016 7	

由表 2 可见:(1)飞行强度的增大使飞机疲劳指标消耗速度变快,此时腐蚀对结构的影响较小,疲劳性能的利用程度高。(2)防护层对飞机结构服役使用寿命具有重要意义,如果在全寿命周期中防护层保持完好或能在大修时得到及时修复,飞机结构的日历使用寿命能大幅提高。

假设在防护层失效前飞机的飞行强度为 100 飞行小时/年。在防护层失效后,在 120 飞行小时下使用 2 年、100 飞行小时 3 年、80 飞行小时 4 年,此时结构总损伤度为

$$d = d_1 + d_2 + d_3 + d_4 = 0.033\ 3 \times 5 + 0.056\ 3 \times 2 + 0.049\ 1 \times 3 + 0.041\ 8 \times 4 = 0.593\ 6 \quad (12)$$

假设飞机未来的飞行强度为 90 飞行小时/年,则飞机结构的可用时间为

$$T = \frac{1-d}{d(I)} = \frac{1-0.593\ 6}{0.045\ 5} = 8.93 \quad (13)$$

则结构服役的总日历使用寿命为 5+2+3+4

+8.93=22.93 年,总疲劳使用寿命为 100×5+120×2+100×3+80×4+90×8.93=2 163.7 飞行小时。

## 4 结 论

(1)本文提出了典型服役环境下建立飞机结构寿命包线的腐蚀影响系数法,并建立了飞机结构的剩余寿命预测方法,可以实现服役条件下基于飞机使用状态的结构寿命管理。

(2)考虑防护层失效的影响,飞机结构的总体疲劳使用寿命与日历使用寿命与飞行强度密切相关,飞行强度越大,飞机结构的日历使用寿命越短,疲劳寿命利用率越高。

(3)防护层对飞机结构的服役使用寿命具有重要意义,如果在全寿命周期中防护层保持完好或能在大修时得到及时修复,飞机结构的日历使用寿命能大幅提高。

### 参考文献:

[1] 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 Wenting, Li Yuhai. Evaluation technology of aircraft structure calendar life system[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004.

[2] 杨晓华,姚卫星,陈跃良. 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.  
Yang Xiaohua, Yao Weixing, Chen Yueliang. Research calendar life of aircraft structure considering the effects of calendar environment[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2002, 19(3): 157-159.

[3] Kruzic J J. Predicting fatigue failures[J]. Science, 2009, 325(7): 156-158.

[4] 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.  
Zhang Fuze. Method of area determination of an aircraft calendar life[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(6): 549-552.

[5] 张有宏. 飞机结构的腐蚀损伤及其对寿命的影响[D]. 西安:西北工业大学, 2007.  
Zhang Youhong. The corrosion damage and its effect on life of aircraft structure[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007.

[6] 石荣,李郑琦,王学德,等. 飞机结构日历寿命研究现状与关键技术问题[J]. 中国腐蚀与防护学报, 2008, 28(6): 381-386.

- Shi Rong, Li Zhengqi, Wang Xuede, et al. Current status and development of calendar life of aircraft structure[J]. Journal of Chinese Society for Corrosion and Protection, 2008, 28(6): 381-386.
- [7] 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 Yuting. Establishment of aircraft structural life envelope[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2005, 6(6): 4-6.
- [8] 何宇廷, 范超华. 飞机结构寿命包线的确定方法[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2006, 7(6): 1-3.
- He Yuting, Fan chaohua. Determination of aircraft structural life envelope[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2006, 7(6): 1-3.
- [9] 陈群志, 吴志超. “飞-停”比对飞机使用寿命消耗的影响研究[J]. 装备环境工程, 2012, 9(1): 1-4.
- Chen Qunzhi, Wu Zhichao. Effect of flying-grounding ratio on service life of aircraft[J]. Equipment Environmental Engineering, 2012, 9(1): 1-4.