

# 单机寿命监控当量损伤计算模型研究



张彦军\*,王斌团,闵强,宁宇

航空工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

**摘要:** 本文研究了各种等损伤计算方法, 推导了指数形式的等损伤计算公式对应的过载转换公式, 并验证了与其他等损伤计算公式的关系。以典型飞机疲劳试验载荷谱为基础, 结合各种等损伤计算公式, 通过数值计算确定了基于重心过载和单机寿命监控的当量损伤计算公式及损伤指数。在此基础上, 分析确定了单机寿命监控的采样率和滤波门限值, 为实施单机寿命监控提供技术支持。

**关键词:** 当量损伤; 损伤模型; 单机寿命监控; 奥丁变换; 等寿命曲线

中图分类号: V215

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.09.015

飞机结构完整性贯穿于飞机结构设计、制造和使用的整个过程, 其中结构寿命的管理是其重要的组成部分。国外飞机结构寿命监控和管理技术迄今已经过半个多世纪的发展, 美国、欧洲等航空技术相对发达的国家走在前列并已取得很大进展。近 20 多年来, 结构损伤监测技术一直是国外研究的热点领域, 部分技术已开始在新型飞机上使用, 但总体来看尚处于研究阶段, 与满足全面装机应用的要求尚有较大距离。因此, 国外飞机特别是战斗机, 如美国的 F-18、F-22 和 F-35 飞机均仍以基于飞参记录数据的载荷监控为主<sup>[1]</sup>。

我国自 20 世纪 80 年代开展飞机定寿工作以来, 研究人员就提出了要开展单机寿命监控工作, 迄今也经历了近 40 年的研究发展历程, 实施单机寿命监控方法仅在对飞机实现信息化、精细化管理和开展飞机延寿工作中发挥了重要的作用。当前老龄战机延寿和新一代先进战机研制领域及管理方法的更新, 又对我国战机结构寿命管理技术提出了更高要求, 要对全机主要部位进行全面监控。国内单机寿命监控目前主要仍是“基于当量损伤的单机寿命监控技术”<sup>[2]</sup>。

在单机寿命监控中, 单机疲劳损伤计算是实施单机寿命监控和后续延寿工作中的一个非常重要的环节。因为最终各单架飞机的实际使用疲劳寿命是依据其实际记录的飞参数据所进行的疲劳损伤计算结果确定的。因此, 单机寿命监控需要一种具有适用性理论的计算方法进行损伤的量化计算。张福泽院士<sup>[3]</sup>提出了裂纹形成的相对类比法理论。薛

军<sup>[4]</sup>等基于奥丁变换, 开展了工程类比法即相对 Miner 理论对飞机结构疲劳损伤的研究, 得到了各架飞机使用情况的相对轻重程度。隋福成<sup>[5]</sup>等使用相对 Miner 理论, 研究了飞机等幅疲劳试验载荷谱编制技术, 发现经相对 Miner 理论按损伤折算后的等幅谱疲劳试验结果与随机谱试验结果吻合很好, 并将这一技术用于某飞机的定寿工作中。

本文将结合典型飞机疲劳关键部位的结构特点、所使用的材料特性以及经受的载荷/环境谱情况, 以全机疲劳试验载荷谱作为基准, 基于相对 Miner 线性损伤累积理论的类比法, 在分析对比多种当量损伤计算方法的基础上, 研究确定单机寿命监控的当量损伤模型。

## 1 损伤累积理论及当量损伤模型

### 1.1 相对 Miner 线性损伤累积理论

尽管现在工程上有很多种疲劳损伤计算方法或模型, 但用于飞机损伤的计算, 特别是在无具体危险部位及相应应力数据的条件下, 还没有一种公认准确和有效的方法。

Miner 线性损伤累积理论以其简洁的数学表达式得到工程界的青睐。其表达式为:

$$\lambda \sum \frac{n_i}{N_i} = Q \quad (1)$$

Miner 理论在某些情况下, 所给的计算结果不尽如人意。因为  $Q$  值分散性很大, 理论上当  $Q=1$  时, 发生破坏; 实

收稿日期: 2019-08-16; 退修日期: 2019-08-23; 录用日期: 2019-08-30

\*通信作者. Tel.: 029-86832923 E-mail: sakerzyj@163.com

引用格式: Zhang Yanjun, Wang Bintuan, Min Qiang, et al. Study on equivalent damage model for individual aircraft life monitoring [J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(09): 101-107. 张彦军, 王斌团, 闵强, 等. 单机寿命监控当量损伤计算模型研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(09): 101-107.

实际上 $Q$ 值可由0.5到3,由此造成寿命计算的误差。相对Miner理论是对Miner理论的一种推广。它是利用已知零部件在谱载荷作用下经过试验所得到的疲劳寿命来类比估算其他未经过试验同类型的零部件的疲劳寿命,以避免 $Q$ 值的分散性所引起的误差。

张福泽<sup>[3]</sup>在相对Miner理论的基础上,推导出了用于预测飞机寿命(损伤)的类比法计算公式,具体为:

$$\lambda' = \frac{\sum_{i=1}^k n_i \Delta g_i^m}{\sum_{i=1}^j n_i' \Delta g_i'^m} \lambda \quad (2)$$

式中: $\lambda$ 为已知寿命飞机的寿命; $\lambda'$ 为未知寿命飞机的寿命; $n_i$ 为已知寿命飞机在谱内第 $i$ 级载荷的重复次数; $n_i'$ 为未知寿命飞机在谱内第 $i$ 级载荷的重复次数; $\Delta g_i$ 为已知寿命飞机第 $i$ 级过载增量; $\Delta g_i'$ 为未知寿命飞机第 $i$ 级过载增量; $m$ 为常数,一般称损伤指数。

由式(2)可以看出,只要已知某架飞机的载荷历程(载荷谱)和寿命,在另一架飞机载荷历程已知(认为同一机队中各架飞机的载荷历程满足载荷谱类似条件)的情况下,即可估算得到其对应的寿命。

## 1.2 各种当量损伤计算模型

当量损伤计算方法,一般是根据不同平均应力(或应力比)对S-N曲线的影响,依据使用情况,假设应力与过载成线性关系,将载荷谱中的每次循环过载变程表示为 $\Delta G_i = (G_{\max})_i - (G_{\min})_i$ ,并将每次循环( $\Delta G_i, R_i$ )等损伤地折算为脉动循环,从而建立当量损伤计算公式如下:

$$D = \sum_{i=1}^n \left[ (G_{\max})_{0i} \right]^m \quad (3)$$

式中: $(G_{\max})_{0i}$ 为脉动循环的最大过载, $m$ 为损伤指数, $n$ 为载荷谱中载荷循环数。

将载荷谱中任一循环( $\Delta G_i, R_i$ )等损伤地折算为脉动循环的方法主要有基于奥丁(Oding)公式的变换和基于等寿命曲线的变换。从目前的研究来看,在进行单机寿命监控时的等损伤变换基本采用相对简单实用的奥丁变换方法,但基于等寿命曲线变换的研究相对较少<sup>[2,4-7]</sup>。

### 1.2.1 奥丁变换

在参考文献[2]中,给出奥丁变换计算公式为:

$$(G_{\max})_{0i} = \frac{\Delta G_i}{\sqrt{1-R_i}} \quad (4)$$

将式(4)代入式(3),即可得到奥丁变换公式对应的当量损伤。

### 1.2.2 基于等寿命曲线的变换

使用等寿命曲线的关键就是要给出基于等寿命曲线的等损伤折算关系,通过得到当量损伤值。等寿命曲线是用来描述一定应力状态下材料的疲劳特性曲线,一般的手册如参考文献[8]给出了材料在不同应力状态下的等寿命曲线(均以Goodman曲线方程形式给出)。常用的等寿命曲线示意图如图1所示。

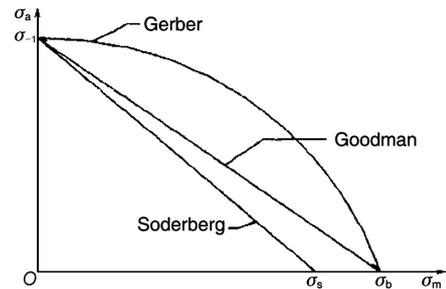


图1 常用等寿命曲线模型示意图

Fig.1 Constant life curves

图1中 $\sigma_{-1}$ 为对称循环的应力幅值; $\sigma_a$ 为应力幅值; $\sigma_m$ 为应力均值; $\sigma_s$ 为屈服强度; $\sigma_b$ 为极限强度。

常用的几种表示材料(光滑试样)的等寿命曲线的经验公式主要有:Goodman公式、Gerber公式、Soderberg公式。当平均应力增加到极限拉伸强度 $\sigma_b$ 时,疲劳强度将为0。在接近 $\sigma_m \approx \sigma_b$ 的循环下,任意小的 $\sigma_a$ 都会引起快速的破坏,因 $\sigma_{\max} > \sigma_b$ 。

常用的各等寿命曲线公式简要介绍如下<sup>[2]</sup>。Goodman公式假设疲劳强度随平均应力 $\sigma_m$ 的增加而线性降低,其公式如下所示:

$$\sigma_{a,i} = \sigma_{-1} \left( 1 - \frac{\sigma_{m,i}}{\sigma_b} \right) \quad (5)$$

式中: $\sigma_{-1}$ 为应力比 $R = -1$ 对应的应力幅值或最大值; $\sigma_{m,i}$ 为任一载荷循环所对应的平均应力; $\sigma_{a,i}$ 为任一载荷循环所对应的应力幅值。

对于塑性材料,将其所受的应力达到屈服极限时作为破坏的标志(即Soderberg公式)。Soderberg表达式为:

$$\sigma_{a,i} = \sigma_{-1} \left( 1 - \frac{\sigma_{m,i}}{\sigma_s} \right) \quad (6)$$

Gerber抛物线公式可描述如下:

$$\sigma_{a,i} = \sigma_{-1} \left[ 1 - \left( \frac{\sigma_{m,i}}{\sigma_b} \right)^2 \right] \quad (7)$$

通常来说, Gerber公式更好地反映了延展性金属高周

循环下的平均应力影响。

飞机结构疲劳定寿文集<sup>[9]</sup>,给出了类似于Gerber公式的指数表达式如下:

$$\sigma_{a,i} = \sigma_{-1} \left[ 1 - \left( \frac{\sigma_{m,i}}{\sigma_b} \right)^n \right] \quad (8)$$

## 2 等损伤变换方法的研究

### 2.1 Soderberg等损伤变换研究

在参考文献[2]中给出了基于Soderberg公式的当量损伤计算方法,简述如下:

对任一载荷循环,应力比为 $R_i$ 的载荷循环满足式(6) Soderberg公式,将该载荷循环折算到与其寿命相等脉动应力循环( $R=0$ ),可导出:

$$\sigma_{a,0i} = \frac{\sigma_{a,i}}{1 - 2R_i \frac{\sigma_{a,i}}{\sigma_s(1-R_i)}} \quad (9)$$

假设应力与过载成线性关系,且所设计的结构关键部位满足飞机静强度设计要求时,即在限制过载 $G_{xz}$ 作用下结构关键部位应力不高于屈服极限 $\sigma_s$ ,偏保守地取 $\sigma_s$ 对应 $G_{xz}$ ,则式(9)可变为由过载增量表示如下:

$$(G_{\max})_{0i} = \frac{(\Delta G)_i}{1 - R_i \frac{(\Delta G)_i}{G_{xz}(1-R_i)}} \quad (10)$$

式(10)即基于Soderberg公式给出的可将任一过载循环( $\Delta G_i, R_i$ )折算为脉动循环的等损伤折算关系式。

### 2.2 定寿文集等损伤变换研究

式(8)中给出 $n$ 一般在1~2之间,且说明据参考文献[10],取 $n=1.4$ (所引参考文献为ESDU FAT A.00.02)。ESDU FAT A.00.02<sup>[10]</sup>和ESDU FAT A.00.01<sup>[11]</sup>中给出了 $n=0.6\sim 2.0$ 之间的各个等寿命曲线。其使用原理为根据特定试验件在不同载荷循环下的疲劳试验结果,计算得到相应的平均应力等影响参数并通过参数的所处区间查图确定指数 $n$ 。式(8)中 $n=1.4$ 为文献中算例给出的某试验结果的特定值。总体来说,式(8)是Goodman公式(5)和Gerber公式(7)的一种通式: $n=1$ 为Goodman公式; $n=2$ 为Gerber公式。

分别将原载荷循环和与其等寿命的脉动循环以式(8)表示,即可将任一载荷循环可折算到与其寿命相等的脉动应力循环( $R=0$ )。推导得到关于 $\sigma_{a,0i}$ 的一元 $n$ 次方程如下:

$$\frac{\sigma_{a,i}}{\sigma_b^n} \sigma_{a,0i}^n + \left[ 1 - \left( \frac{\sigma_{a,i}}{\sigma_b} \right)^n \left( \frac{1+R_i}{1-R_i} \right)^n \right] \sigma_{a,0i} - \sigma_{a,i} = 0 \quad (11)$$

式(11)可借助数值求解确定任一指数 $n$ 值所对应的 $\sigma_{a,0i}$ 。

当 $n=1$ 时,对应Goodman等损伤折算,求解式(11)可得到:

$$\sigma_{a,0i} = \frac{\sigma_{a,i}}{1 - 2R_i \frac{\sigma_{a,i}}{\sigma_b(1-R_i)}} \quad (12)$$

按极限过载 $G_{jx}$ 不高于极限强度 $\sigma_b$ ,并采用应力与过载呈线性关系的假设,式(12)可按过载增量表达为:

$$(G_{\max})_{0i} = \frac{(\Delta G)_i}{1 - R_i \frac{(\Delta G)_i}{G_{jx}(1-R_i)}} \quad (13)$$

式(13)即为任一过载循环的Goodman等损伤折算公式,将 $G_{jx}$ 换为 $G_{xz}$ 即可得到相应的Soderberg等损伤折算公式(10)。

当 $n=2$ 时,对应Gerber等损伤折算,式(11)变成一元二次方程,根据一元二次方程求根公式,求解式(11)可得到:

$$\sigma_{a,0i} = \frac{-B + \sqrt{B^2 - 4AC}}{2A} \quad (14)$$

式中: $A, B, C$ 分别为二次项、一次项和常数项系数。因为 $B>0$ ,式(14)只保留了正根。 $A, B, C$ 系数分别为:

$$A = \frac{\sigma_{a,i}}{\sigma_b^2}, B = \left[ 1 - \left( \frac{\sigma_{a,i}}{\sigma_b} \right)^2 \left( \frac{1+R_i}{1-R_i} \right)^2 \right], C = -\sigma_{a,i} \quad (15)$$

同样,可将式(14)按相同假设表示为按过载增量的表达:

$$(G_{\max})_{0i} = \frac{-B' + \sqrt{B'^2 - 4A'C'}}{2A'} \quad (16)$$

式中: $A', B', C'$ 系数分别为:

$$A' = \frac{(\Delta G)_i}{G_{jx}^2}, B' = \left[ 1 - \left( \frac{(\Delta G)_i}{G_{jx}} \right)^2 \left( \frac{1+R_i}{1-R_i} \right)^2 \right], C' = -(\Delta G)_i \quad (17)$$

通过上述研究,给出了基于等寿命曲线的变换的通用公式,并对几种特例进行了详细的推导和研究,可对特定飞机及载荷谱开展等寿命变换研究。

## 3 典型飞机当量损伤模型及指数确定

载荷谱当量损伤计算方法是开展单机寿命监控工作的重要基础,因为最终每架飞机疲劳寿命消耗状态需要依据疲劳损伤计算结果来确定。根据典型飞机的使用特点,以名义应力法为基础,引入当量损伤概念,并建立相应的计算方法。

采用奥丁变换和等寿命曲线变换(含 Soderberg、Goodman 和 Gerber 三种变换)两种方法分别对全机疲劳试验载荷谱计算当量损伤,确定最终的当量损伤计算公式及损伤指数  $m$ 。损伤指数确定方法按照参考文献[2]中给出的综合考虑多个关键部位的方法进行。

### 3.1 全机疲劳试验载荷谱

鉴于某飞机全机疲劳试验载荷谱由代表起落谱(见表1)组成,以该代表起落谱作为基准谱,用于本文后续损伤分析比较。

表1 全机疲劳试验载荷谱代表起落及其占比

Table 1 Representative flights proportion in the fatigue spectrum for full scale fatigue test

序号	起落号	起落次数	序号	起落号	起落次数
1	A-01	1	21	D-08	14
2	A-02	3	22	D-09	8
3	A-03	1	23	D-12	9
4	A-04	1	24	D-13	6
5	A-05	7	25	E-04	29
6	A-06	1	26	E-05	24
7	A-07	2	27	E-06	52
8	A-08	4	28	F-01	25
9	B-01	1	29	F-06	57
10	B-03	1	30	F-09	12
11	B-04	1	31	F-12	11
12	B-05	1	32	G-01	2
13	B-06	2	33	G-02	1
14	B-07	3	34	G-03	1
15	B-08	5	35	G-04	1
16	B-10	1	36	G-05	2
17	C-01	10	37	G-06	3
18	D-01	15	38	H-01	1
19	D-02	8	39	H-04	1
20	D-03	5	40	H-05	3

### 3.2 损伤指数 $m$ 的确定

由于全机各关键部位材料性能的差异,损伤指数  $m$  有所不同,为综合描述全机的疲劳损伤特性,需要确定能够代表全机所有关键部位的损伤指数  $m$ 。按照前文讨论得到的4种等损伤折算公式:奥丁公式(4)、Soderberg公式(10)、Goodman公式(13)、Gerber公式(16)进行典型飞机全机试验载荷谱中不同损伤指数  $m$  下的损伤计算。首先需要确定基准谱中损伤居中的一级载荷  $\Delta G^*$  与损伤指数  $m$  之间的关系,步骤如下:

(1) 分别按照上述等损伤折算公式将基准谱中任一级载荷循环等损伤折算为当量脉动循环;

(2) 分别计算不同当量脉动循环  $\Delta G$  下,在不同  $m$  值时,大于  $\Delta G$  和小于  $\Delta G$  的所有载荷循环所引起的损伤;

(3) 当大于  $\Delta G$  和小于  $\Delta G$  的所有载荷循环造成的损伤

之和相等时的当量脉动循环  $\Delta G^*$ ,即为载荷谱中损伤居中的一级脉动循环;

(4) 取出不同指数  $m$  下各种损伤计算公式中损伤居中的脉动循环  $\Delta G^*$ ,即可得到  $\Delta G^*$  与损伤指数  $m$  之间的关系。

当  $\Delta G$  和  $m$  的步长取到一定范围时,计算结果满足精度要求。在  $m$  值可能的取值范围<sup>[2]</sup>之间,给出各种等损伤折算公式下,载荷谱总当量损伤随  $m$  数的变化曲线如图2所示。

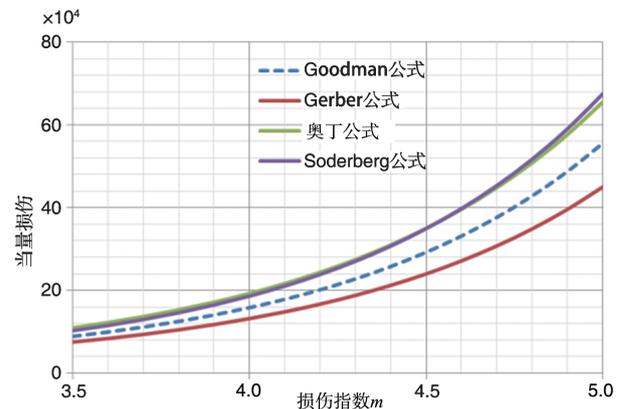


图2 当量损伤与损伤指数的关系示意图

Fig.2 Sketch of relationship between equivalent damage and damage exponent

从图2可看出,随损伤指数  $m$  增大,损伤单调增加;奥丁和 Soderberg 公式总损伤较为接近,且损伤最大,Goodman 公式损伤较小, Gerber 公式当量损伤最小,即 Gerber 公式最为危险。

依据上述步骤(1)~步骤(4),计算得到损伤居中的一级脉动循环  $\Delta G^*$  和损伤指数  $m$  的对应关系,绘制曲线如图3所示。

从图3可看出,载荷谱中损伤居中的当量脉动过载  $\Delta G^*$

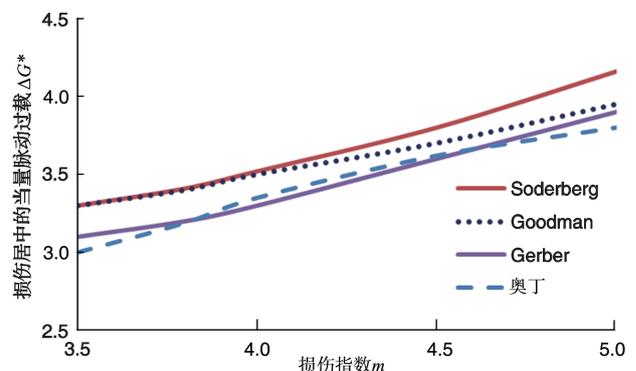


图3 损伤居中当量脉动过载与损伤指数之间关系

Fig.3 Sketch of relationship between equivalent pulsating load with average damage and damage exponent

随损伤指数  $m$  的增大而近似线性增大; 4种等损伤折算公式得到的趋势关系近似相同。

经过数值迭代求解, 可确定各等损伤公式对应的满足多个关键部位的损伤指数  $m$  分别为: (1)  $m=4.03$  (奥丁公式); (2)  $m=3.92$  (Soderberg 公式); (3)  $m=3.95$  (Goodman 公式); (4)  $m=4.07$  (Gerber 公式)。

由此可见, 对于该型飞机而言, 考虑全机多个关键部位的损伤指数  $m$  时, 基于各种等损伤折算公式计算确定的  $m$  值有所差异, 但比较接近。

### 3.3 损伤公式的确定

全机疲劳试验载荷谱是开展飞机单机寿命监控的基准。因此, 在确定当量损伤计算方法时, 以全机疲劳试验载荷谱的原始损伤作为基准, 与各种当量损伤计算方法得到的当量损伤进行分析、比较, 选取合适的当量损伤计算方法。具体步骤如下: (1) 确定基准谱各代表起落的试验状态下基于 S-N 曲线的损伤, 并找出中值损伤代表起落; (2) 分别按照式 (4)、式 (10)、式 (13) 和式 (16) 等损伤计算公式基准谱各载荷循环等损伤折算为脉动循环 ( $R=0$ ), 然后根据式 (2), 取 3.2 节确定的损伤指数, 分别计算不同等损伤计算公式下各代表起落的当量损伤; (3) 为便于分析, 确定适当的比例系数使 (1) 中给出的中值损伤的代表起落损伤与 (2) 中 4 种当量损伤分别相等; (4) 求出各代表起落损伤的相对误差, 并进行分析对比。

按照上述步骤计算出典型飞机基准谱的各种损伤, 计算表明, 4种等损伤计算方法得到的各代表起落的当量损伤大小规律与当量基准损伤基本一致。

按 4 种等损伤计算方法得到各代表起落损伤, 乘以一个谱块内各代表起落相应的的加载次数 (见表 1) 并累积求和, 即可得到一个加载谱块的总损伤。4 种等损伤计算公式确定的总损伤及其对应的当量基准损伤结果见表 2。

表 2 等损伤计算公式与基准谱总损伤对比

Table 2 Comparison of four equivalent damage formulas and corresponding damage of base spectrum

序号	等损伤计算公式	当量总损伤	基准谱损伤	相对误差/%
1	奥丁	192315	202641	-5.1
2	Soderberg	186056	198007	-6.0
3	Goodman	158117	156376	1.1
4	Gerber	131572	122858	7.2

计算表明, 4 种等损伤计算公式对应的总损伤与基准谱总损伤相比, Goodman 方法相对误差最小。

因此, 最终确定 Goodman 等损伤计算公式为典型飞机

单机寿命监控的当量损伤计算公式。

## 4 采样率的确定

采样率是 1s 内飞参记录系统对某参数的采集次数<sup>[2]</sup>。部分飞参数据及采样率见表 3。可以看出, 不同参数采样率并不完全相同。从反映飞机飞行历程的角度考虑, 采样率越高越好; 但是随着采样率的增加, 使得采集、存储和处理的数据量大幅度增加。

表 3 部分飞参数据及其采样率

Table 3 Several flight parameters and sampling frequency

序号	参数	采样率
1	时间/min	1
2	时间/h	1
3	法向过载	8
4	大气总温	4
5	地速	4
6	高度/m	3
7	左起落架位置	4
8	右起落架位置	4
9	前起落架位置	4

从统计情况来看, 采样率较低 (如为 1Hz、2Hz) 与采样率较高 (6Hz、8Hz) 的累积相差较大, 尤其是在过载级 0.5~3g 之间, 不同采样率下采集的有效载荷峰值数据相差极为显著。

为进一步确定适用的采样率, 选取 10 架飞机的飞行数据, 分别采用采样率为 0.125Hz、0.25Hz、0.5Hz、1Hz、2Hz、4Hz、8Hz 进行法向过载的损伤计算, 结果如图 4 所示。随着采样率增加, 单机损伤量的计算也在不断增加, 采样率为 4Hz 以上时得到损伤值误差基本在 10% 范围内, 部分飞机的误差在 5% 范围内。因此, 为保证不同机队计算的精度, 所有输出的参数采样率均按 8Hz 处理, 采样率不足 8Hz 的, 采用插值的方法进行补齐。

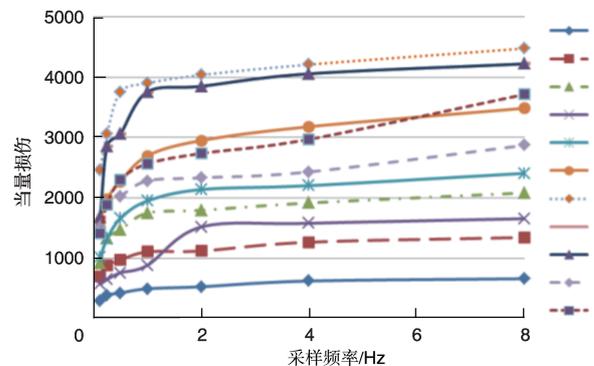


图 4 单机不同采样率的损伤计算结果

Fig.4 Calculated damage with different sampling frequency

## 5 滤波阈值

### 5.1 滤波方法

在飞参数据进行雨流计数之前,需要对数据进行滤波压缩处理,否则将微小幅值的载荷循环计入,数据量太大,且该部分循环对机体结构的疲劳损伤影响可以忽略不计。

目前滤波的方式主要有两种:(1)按照过载循环幅值的阈值进行截除;(2)根据一段飞行时间内出现的大幅值过载循环数量进行保留<sup>[12]</sup>。

在飞机单机寿命监控中,根据机队的具体情况,采取阈值滤波方式进行滤波,并通过研究计算给出滤波阈值。

### 5.2 滤波阈值的确定

在分别选取了A、B、C三个机队各约500个起落的数据进行当量损伤计算,按照伪参数去除、取峰谷值、滤波、雨流、当量损伤计算的过程,以及当量损伤计算模型,分别计算不同滤波阈值(取0、0.1g、0.2g、0.3g、0.5g)下的当量损伤值,并结合滤波后的数据压缩量予以对比分析。不同阈值下的损伤计算及数据量对比如图5所示。

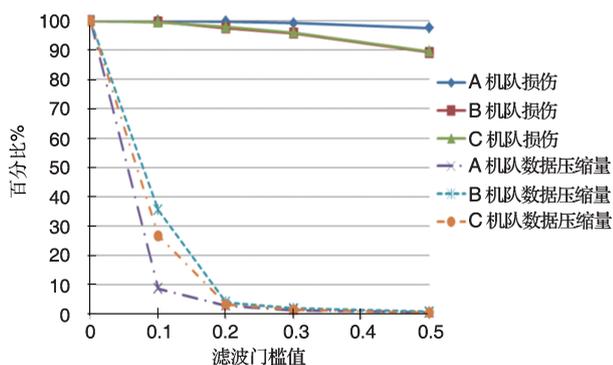


图5 不同滤波阈值下损伤与数据压缩量

Fig.5 Damage and data compression with different filtering threshold

从上述对不同机队滤波阈值的研究可以看出:(1)随滤波阈值增大,当量损伤值逐渐变小;(2)随滤波阈值增大,数据量逐渐变小;(3)对当量损伤值较大的A机队,阈值取较大值时,损伤计算结果仍较为精确且数据量大为减少。如阈值为0.5g时,滤波后的当量损伤为滤波前的97.49%,而数据量仅为滤波前的0.5%;(4)对当量损伤值较小的机队如B和C,阈值取较小值时,损伤计算结果的误差即已较大。如阈值选取0.3g时,损伤计算的误差已大于4%,但数据量在滤波前的2%以内,压缩效果明显。

因此,基于损伤计算的精度要求和减少数据量提高计算效率的需求,根据上述计算得到的实际飞行的轻重情况,

统一选用0.1g作为滤波阈值,这样能够保证各机队的损伤误差百分比均在0.5%范围以内,且数据量也得以大幅压缩。

## 6 结束语

本文对寿命监控研究中的各种当量损伤模型进行了对比分析研究,并基于典型飞机单机全机疲劳试验载荷谱,计算确定了单机寿命监控损伤计算模型,得出如下结论:

(1)研究了各种等损伤计算方法,推导了指数形式的等损伤计算公式对应的过载计算公式,并验证了与其他等损伤计算公式的关系。

(2)以飞机疲劳试验载荷谱为基础,结合各种等损伤计算公式,并通过数值计算,确定了基于重心过载和单机寿命监控的当量损伤计算公式及损伤指数,为开展单机寿命监控研究奠定了基础。

(3)分析确定了单机寿命监控中机群适用的采样率、阈值,既保证了单机寿命监控计算结果的精度,同时又提高了计算效率。

AST

## 参考文献

- [1] 王智,王磊. 国外战斗机单机寿命监控与结构健康预测管理技术综述[C]//航空安全与装备维修技术:航空安全与装备维修技术学术研讨会论文集,2014: 283-291.  
Wang Zhi, Wang Lei. Review of life monitoring and structural health prediction management of foreign fighter jets[C]// Aviation Safety and Equipment Maintenance Technology: Proceedings of the Technical Symposium on Safety and Equipment Maintenance, 2014:283-391. (in Chinese)
- [2] 刘文琰,王智,隋福成,等. 单机寿命监控技术指南[M]. 北京:国防工业出版社,2010.  
Liu Wenting, Wang Zhi, Sui Fucheng, et al. Individual aircraft life monitoring technique guide [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010.(in Chinese)
- [3] 张福泽. 裂纹形成寿命的类比计算方法[J]. 航空学报,1982, 3(2): 51-60.  
Zhang Fuze. An analogy calculating method of fatigue life in the crack initiation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1982, 3(2): 51-60. (in Chinese)
- [4] 薛军,王智,陈志伟. 飞机结构疲劳损伤的工程类比法[J]. 机械强度,2004,26(5):138-141.

- Xue Jun, Wang Zhi, Chen Zhiwei. Engineering analogy method for calculating structural fatigue damage of aircraft[J]. Journal of Mechanical Strength, 2004, 26(5): 138-141. (in Chinese)
- [5] 隋福成, 刘文斑. 飞机等幅疲劳试验载荷谱编制技术研究[J]. 机械强度, 2008, 30(2): 266-269.
- Sui Fucheng, Liu Wenting. Study on the technique of developing constant amplitude load spectrum for aircraft fatigue test[J]. Journal of Mechanical Strength, 2008, 30(2): 266-269. (in Chinese)
- [6] Mark M D. The role of structural health monitoring for future air vehicles[C]// 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2006.
- [7] 宋日晓, 姚卫星. 飞机单机寿命监控技术评述[J]. 航空工程进展, 2014(11):411-417.
- Song Rixiao, Yao Weixing. Review of individual aircraft life monitoring technology[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2014(11):411-417. (in Chinese)
- [8] 吴学仁. 飞机结构金属材料力学性能手册: 第1卷 静强度、疲劳、耐久性[M]. 北京: 航空工业出版社, 1998.
- Wu Xueren. Handbook of mechanical properties of aircraft structural metals: Vol. 1, Strength, fatigue and endurance [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1998. (in Chinese)
- [9] 航空工业部科学技术委员会. 飞机结构疲劳定寿文集(第一集)[M]. 北京: 航空工业部科学技术委员会, 1987.
- Science and Technology Committee of Aviation Industry Department. Symposium of aircraft fatigue life assessment (Vol. 1) [M]. Beijing: Science and Technology Committee of Aviation Industry Department, 1987. (in Chinese)
- [10] ESDU FAT A. 00.02. The effect of mean stress on fatigue strength: Test piece with stress concentration[S]. United Kingdom, 2005.
- [11] ESDU FAT A. 00.01. The Effect of Mean Stress on Fatigue Strength: Plain Test Piece[S]. 2005.
- [12] 张泰峰, 孙文胜, 杨晓华, 等. 飞机结构单机寿命监控的几个关键问题的研究[J]. 装备环境工程, 2011, 8(6):6-9.
- Zhang Taifeng, Sun Wensheng, Yang Xiaohua, et al. Research on several key problems of individual aircraft fatigue life monitoring for aircraft structure[J]. Equipment Environmental Engineering, 2011, 8(6):6-9. (in Chinese) (责任编辑 陈东晓)

#### 作者简介

张彦军(1985—)男, 高级工程师, 硕士。主要研究方向: 飞机结构疲劳及损伤容限设计、分析与试验。

Tel: 029-86832923

E-mail: sakerzyj@163.com

王斌团(1966—)男, 博士, 副总师, 研究员。主要研究方向: 飞机结构强度设计。

## Study on Equivalent Damage Model for Individual Aircraft Life Monitoring

Zhang Yanjun\*, Wang Bintuan, Min Qiang, Ning Yu

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

**Abstract:** A variety of equivalent damage models were compared and studied, and then constant damage conversion formulas based on constant life curves were derived. According to the fatigue load spectrum for the full scale fatigue test of an aircraft and various constant damage formulas, the equivalent damage formula and the damage exponent suitable for the aircraft were determined by massive calculation and optimization. Influences of different sample frequencies and different filtering thresholds were analyzed in detail by considering efficiency and precision, and the final sample frequency and the filtering threshold were proposed. The work provides input for further conducting individual aircraft monitoring.

**Key Words:** equivalent damage; damage model; life monitoring; Oding formula; constant life curve

Received: 2019-08-16; Revised: 2019-08-23; Accepted: 2019-08-30

\*Corresponding author. Tel.: 029-86832923 E-mail: sakerzyj@163.com