

飞机结构部件疲劳寿命预测技术研究

崔建国^{1,2}, 赵朋元¹, 董世良², 刘利秋¹, 石鹏², 谭峰²

(1 沈阳航空航天大学 自动化学院, 辽宁 沈阳 110136; 2 沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110135)

摘要: 为解决飞机结构部件疲劳寿命有效预测的难题, 以实现视情维修, 提升飞机的安全性与可靠性, 本文以某型军用飞机某一关键结构部件——水平尾翼为具体研究对象, 对其进行疲劳寿命预测技术研究。采用飞机结构疲劳寿命专用试验平台, 对飞机水平尾翼进行长期疲劳寿命试验, 得到疲劳寿命真实试验数据, 运用模糊相关理论及强化函数, 建立混合疲劳寿命预测模型, 应用此模型对飞机水平尾翼疲劳寿命进行预测研究。试验结果表明, 所设计的模型预测准确性较传统 Miner 模型有了很大提高, 具有很好的工程实用价值。

关键词: 疲劳寿命; 模糊理论; 混合模型; 水平尾翼; 寿命预测

中图分类号: V215.5 + 2 **文献标志码:** A

doi: 10.3969/j.issn.2095-1248.2011.03.010

Fatigue life prediction research on aeroplane structures component

CUI Jian-guo^{1,2}, ZHAO Peng-yuan¹, DONG Shi-liang², LIU Li-qiu¹, SHI Peng², TAN Feng²

(1. School of Auto Control, Shenyang Aerospace University, Liaoning Shenyang 110136; 2. Shenyang Aeroplane Design and Research Institute, Liaoning Shenyang 110136)

Abstract: Accurate prediction of fatigue life for aeroplane structures is a difficult problem. For condition-based maintenance and improve the aeroplane security and reliability, it is important that the fatigue life prediction research is done in the aeroplane structures. In the paper, the specific object of fatigue life prediction technology research is the pivotal aeroplane structural component-aeroplane stabilizer. With the true data of fatigue life experiment which results from the long-term fatigue tests on the special test platform for aeroplane structures fatigue, applying the fuzzy theory and fortified function, a mixed fatigue life prediction model is established based on membership function. The model is then used to predict the aeroplane structure fatigue life. The experiment shows that this model could effectively predict the aeroplane structure fatigue life. It decreases the prediction error of the traditional model to a certain degree. Therefore, it has a perfect engineering value.

Key words: fatigue life; fuzzy theory; mixed model; aeroplane stabilizer; life prediction

结构部件或材料由于受到各种载荷的作用而产生疲劳破坏, 其直至疲劳破坏所作用的循环载荷的次数或时间称为疲劳寿命。在工程实践中, 结构部件一般承受多级载荷的作用, 载荷的幅值

与频率是不断变化的。目前, 研究疲劳累积损伤模型的方法都是以疲劳累积损伤模型为基础的, 国内外的许多科研工作者对疲劳累积损伤模型的研究做了大量的工作。Miner 提出了线性疲劳累

收稿日期: 2010 - 11 - 18

基金项目: 航空科学基金(项目编号:2010ZD54012); 辽宁省教育厅科研基金(项目编号:2008544); 国防基础科研计划项目(项目编号:A0520110023)

作者简介: 崔建国(1963 -)男, 辽宁沈阳人, 教授, 博士后, 主要研究方向: 飞行器健康诊断与预测及综合健康管理、智能化模式识别与应用等, E-mail: gordon_cjg@163.com。

积损伤模型,他认为各级载荷对结构部件造成的损伤是线性叠加的,虽然该模型没有完全反映疲劳损伤的累积规律,但是为后续研究奠定了良好的基础^[1];Manson建立了双线性疲劳累积损伤模型,将疲劳损伤过程分为裂纹形成和裂纹扩展两个阶段,对这两个阶段分别用线性疲劳累积损伤模型,同时还考虑了载荷加载顺序的影响,预测效果得到了提高^[2];Corten-Dolan从物理的概念出发,研究了疲劳累积损伤的规律,提出了非线性疲劳累积损伤模型,但此模型理论计算与试验结果存在较大误差,应用价值不大^[3];陈胜军教授运用模糊理论建立了模糊疲劳累积损伤模型,考虑了低于疲劳极限载荷的损伤作用,对线性疲劳累积损伤模型做了改进,使模型的精度得到提高^[4]。南京航空航天大学聂宏教授运用灰色系统理论,建立GM(1,1)模型来预测结构部件的疲劳寿命,试验表明该方法有较好的预测精度^[3]。经过科研工作者的不懈努力,疲劳寿命预测取得了飞速发展,但仍存在不足。

Miner提出的线性疲劳累积损伤模型认为只有高于疲劳极限的载荷才对结构部件或材料产生损伤,而低于疲劳极限的载荷不造成损伤,这样造成疲劳寿命的预测误差很大。陈胜军教授运用模糊理论建立了模糊疲劳累积损伤模型,考虑了低于疲劳极限载荷的损伤作用,使模型的预测准确性得到提高。然而,低于疲劳极限的载荷除了损伤作用以外,它对结构部件还有一定的强化作用。电子科技大学黄洪钟教授以及上海理工大学的卢曦等分别做了大量小载荷强化损伤的疲劳试验,试验结果表明:低于疲劳极限小载荷具有强化作用,小载荷强化后,结构部件疲劳寿命、疲劳强度和静强度都能得到提高^[6]。因此,低于疲劳极限载荷的损伤作用和其强化作用是造成Miner模型预测不准的重要因素。

针对上述低于疲劳极限载荷的损伤作用及其强化作用,本文运用模糊理论及强化函数,建立了一个混合疲劳寿命预测模型,并应用此模型对飞机水平尾翼进行疲劳寿命预测。

1 机结构混合疲劳寿命预测模型的构建

1.1 模糊疲劳寿命预测模型的构建

设飞机水平尾翼一个加载周期由内有 k 级不同的应力水平 $\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_k$ 组成,各应力水平下发生破坏时的寿命和循环数分别为 N_1, N_2, \dots, N_k

和 n_1, n_2, \dots, n_k ,则根据Miner疲劳累积损伤理论可以得出飞机水平尾翼的总损伤量:

$$D = \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} \quad (1)$$

设飞机水平尾翼的疲劳寿命为 N ,则由 $D = n/N$ 可得:

$$N = \sum_{i=1}^k n_i/D \quad (2)$$

上式(2)为Miner疲劳寿命的预测模型。该模型只考虑了高于疲劳极限的载荷对结构部件的损伤,因此在对飞机水平尾翼进行疲劳寿命预测时造成较大误差,这对于安全性及可靠性要求很高的飞机系统来说,是不允许的。为提高疲劳寿命预测模型的准确性,以下将通过隶属函数考虑低于疲劳极限载荷的损伤作用。

设 $D\%$ 为某型飞机水平尾翼所承受的应力载荷集合,其疲劳极限为 σ_e ,则可将飞机水平尾翼载荷谱划分为两部分。不妨假设大于疲劳极限的载荷有 r 级,则低于疲劳极限载荷的级数为 $k-r$ 。规定对应某级应力 σ_i 一次循环造成的损伤为 $D(\sigma_i)$,疲劳极限 σ_e 处造成的损伤为 $D(\sigma_e)$ 。

当 $\sigma_i \in [\sigma_e, \sigma_m]$ 时, (σ_m 为某级载荷中最大的载荷应力值),应力载荷对飞机水平尾翼一定产生损伤,不妨定义损伤函数为 $\mu_{\bar{D}}(\sigma_i)$,则 $\mu_{\bar{D}}(\sigma_i) = 1$;

当 $\sigma_i \in [0, \sigma_e)$ 时,载荷对飞机水平尾翼的损伤一般在 $[0, 1)$ 范围内,为了计算简单可以选取直线型函数 $\mu_{\bar{D}}(\sigma_i) = \frac{D(\sigma_i)}{D(\sigma_e)}$,此函数反映了应力载荷为 σ_i 时对飞机水平尾翼造成损伤的隶属程度,此时 $0 \leq \mu_{\bar{D}}(\sigma_i) < 1$,且为单调递增的。

于是在论域 $[0, \sigma_m]$ 上可以得到疲劳损伤的隶属函数为:

$$\mu_{\bar{D}}(\sigma_i) = \begin{cases} \frac{D(\sigma_i)}{D(\sigma_e)}, & [0, \sigma_e) \\ 1, & [\sigma_e, \sigma_m] \end{cases} \quad (3)$$

当飞机水平尾翼所承受的载荷为恒幅载荷时,即 σ_i 为定值,设 N_i 为其疲劳寿命,则每次循环的疲劳损伤为 $D(\sigma_i) = 1/N_i$,由此可以得到

$$D(\sigma_i)N_i = D(\sigma_e)N_0 = 1 \quad (4)$$

N_0 为应力循环基数(疲劳极限应力载荷作用下的疲劳寿命),由式(3)和(4)得到飞机水平尾翼某应力载荷下的疲劳寿命可表示为:

$$N_i = \begin{cases} N_0/\mu_{\bar{D}}(\sigma_i) & \sigma_i \in [0, \sigma_e) \\ N_0(D(\sigma_e)/D(\sigma_i)) & \sigma_i \in [\sigma_e, \sigma_m] \end{cases} \quad (5)$$

将式(5)代入式(2)可得

$$N = \frac{\sum_{i=1}^k n_i}{\sum_{i=1}^r \frac{n_i}{N_0(D(\sigma_e)/D(\sigma_i))} + \sum_{i=r+1}^k \frac{\mu_{\bar{D}}(\sigma_i)}{N_0}} \quad (6)$$

式(6)为模糊疲劳寿命预测模型,相对于疲劳寿命预测模型,此模型通过引入隶属函数 $\mu_{\bar{D}}(\sigma_i)$ 考虑了低于疲劳极限载荷的损伤作用,改进了Miner疲劳寿命预测模型。

1.2 基于强化函数的疲劳寿命预测模型

上述模糊疲劳寿命预测模型只考虑了低于疲劳极限载荷的损伤作用,但实际工程中,低于疲劳极限载荷对结构部件的疲劳寿命还有强化作用。电子科技大学黄洪钟教授以及上海理工大学的卢曦等通过低于疲劳极限载荷强化损伤试验已经得出低于疲劳极限载荷具有强化作用,低于疲劳极限载荷强化后,结构部件疲劳寿命、疲劳强度和静强度都能得到提高^[6]。因此,疲劳极限载荷的强化作用在飞机水平尾翼疲劳寿命预测中不容忽视,为了保障飞机飞行安全,将疲劳极限载荷的强化作用考虑在疲劳寿命预测中势在必行。

设低于疲劳极限载荷的强化函数为 $f(\sigma_i)$,则当飞机水平尾翼所受载荷大于疲劳极限时,载荷其相应的强化函数值为1,即 $f(\sigma_i) = 1$;当飞机水平尾翼所受载荷小于疲劳极限时,根据大量疲劳试验得出的结论可用指数强化函数 $f(\sigma_i) = e^{-\beta\sigma_i}$ 来表示,其中 β 是与疲劳极限有关的常数^[7]。因此反映飞机水平尾翼应力载荷强化作用的函数为:

$$f(\sigma_i) = \begin{cases} e^{-\beta\sigma_i}, & \sigma_i \in [0, \sigma_e] \\ 1, & \sigma_i \in [\sigma_e, \sigma_M] \end{cases} \quad (7)$$

$$N = \frac{\sum_{i=1}^k n_i}{\sum_{i=1}^r \frac{n_i}{N_0(D(\sigma_e)/D(\sigma_i))} + \sum_{i=r+1}^k \frac{f(\sigma_i)}{\beta\sigma_i} \{1 - e^{-f(\sigma_i)\sigma_i n_i}\} \frac{\mu_{\bar{D}}(\sigma_i)}{N_0}} \quad (10)$$

则式(10)即为混合疲劳寿命预测模型,该模型既考虑的低于疲劳极限载荷的损伤作用,又考虑了低于疲劳极限载荷的强化作用,对Miner疲劳寿命预测模型进行了很好的改进,可应用于飞机结构的疲劳寿命预测。

2 飞机结构混合疲劳寿命预测模型试验研究

2.1 飞机结构混合疲劳寿命预测模型试验

由于飞机水平尾翼的疲劳损伤是一个累积的过程,因此低于疲劳极限载荷在对其强化过程中,某次循环造成的损伤可以用其前次循环损伤乘以强化函数 $f(\sigma_i)$ 来表示。这样,可以计算出低于疲劳极限的 $k-r$ 级载荷作用 n_i 次后的强化损伤值为

$$D' = \frac{f(\sigma_i)}{\beta\sigma_i} \{1 - e^{-f(\sigma_i)\sigma_i n_i}\} \frac{1}{N_i}, (r+1 < i \leq k) \quad (8)$$

上式中 $1/N_i$ 为第1次循环造成的损伤, N_i 表示应力 σ_i 单独作用时使结构部件发生疲劳破坏的应力循环次数。在多级载荷作用下,考虑低于疲劳极限的强化作用,则Miner疲劳寿命预测模型(2)式可改进为:

$$N = \frac{\sum_{i=1}^k n_i}{\sum_{i=1}^r \frac{n_i}{N_i} + \sum_{i=r+1}^k \frac{f(\sigma_i)}{\beta\sigma_i} \{1 - e^{-f(\sigma_i)\sigma_i n_i}\} \frac{1}{N_i}} \quad (9)$$

上式为基于强化函数的疲劳寿命预测模型,该模型考虑了低于疲劳极限载荷的强化作用,同样也是对Miner疲劳寿命预测模型进行的改进。

1.3 混合疲劳寿命预测模型的构建

以上通过1.1与1.2小节分别对低于疲劳极限载荷的损伤作用及其强化作用进行了分析研究,分别建立了模糊疲劳寿命预测模型与基于强化函数的疲劳寿命预测模型,都对Miner疲劳寿命预测模型进行了相应的改进。

由于上述两个模型都以疲劳极限为界,对大于疲劳极限的载荷和小于疲劳极限载荷分别进行研究,故可将两个模型进行融合,形成一个新的模型。参照式(5)、(6)和(9),将(5)式代入(9)式可得:

2.1.1 试验数据的选取

针对某型飞机真实的结构部件(机身结构与水平尾翼),采用疲劳寿命专用试验平台对某型真实飞机结构进行长期的疲劳寿命试验,获取了大量疲劳寿命试验数据。本文选取飞机在1000次飞行载荷谱下飞机水平尾翼的载荷谱数据,进行了飞机结构疲劳寿命预测技术研究。原始试验数据见表1所示。从原始试验数据可知:该试验飞机水平尾翼飞行谱载荷共有8级,具体每级应力载荷的大小及其循环次数已在表1中标出。

2.1.2 模型参数的确定

某型飞机尾翼混合疲劳寿命预测模型的各个参数为: $N_0 = 2 \times 10^6$, $\sigma_e = 173.5 \text{ MPa}$, $\beta = 1.3 \times 10^{-7}$, 飞机水平尾翼真实疲劳试验测得的疲劳寿命为 2×10^6 。

2.1.3 模型隶属函数的选取

在疲劳寿命预测试验中, 隶属函数的选取是非常关键的。选择不同的隶属函数, 最终得到的

表 1 某型飞机水平尾翼的应力载荷数据

应力级别	σ_i/MPa	频次 n_i	疲劳寿命 N_i	n_i/N_i
1	505	4	9.4×10^3	0.0004
2	475	32	1.16×10^4	0.0028
3	423	560	2.10×10^4	0.0267
4	362	5440	4.70×10^4	0.1158
5	287	40000	1.55×10^4	0.2580
6	212	184000	8.70×10^5	0.2110
7	137	560000	$\rightarrow \infty$	0
8	63	121000	$\rightarrow \infty$	0s

疲劳寿命预测准确性也各不相同。本试验为了找到一种最合适的隶属函数, 以更好的描述低于疲劳极限载荷的损伤作用, 分别选取模糊理论中常见的隶属函数, 依次进行飞机结构疲劳寿命预测试验。各个隶属函数具体如下:

(1) 直线型隶属函数

$$u_D(\sigma_i) = \begin{cases} \frac{D(\sigma_i)}{D(\sigma_e)}, & [0, \sigma_e) \\ 1, & [\sigma_e, \sigma_M] \end{cases}$$

(2) 平方根型隶属函数

$$u_D(\sigma_i) = \begin{cases} \frac{D(\sigma_i)^{1/2}}{D(\sigma_e)^{1/2}}, & [0, \sigma_e) \\ 1, & [\sigma_e, \sigma_M] \end{cases}$$

(3) 抛物线型隶属函数

$$u_D(\sigma_i) = \begin{cases} \left(\frac{D(\sigma_i)}{D(\sigma_e)} \right)^2, & [0, \sigma_e) \\ 1, & [\sigma_e, \sigma_M] \end{cases}$$

为了便于和传统 Miner 疲劳寿命预测模型比较, 根据隶属函数的概念可将 Miner 疲劳寿命预测模型中也可以等价于一个隶属函数。由于 Miner 疲劳累积损伤理论认为高于疲劳极限的载荷一定产生损伤, 而低于疲劳极限的载荷不产生损伤, 故用隶属函数 $u_D(\sigma_i) = \begin{cases} 0, & \sigma_i \in [0, \sigma_e) \\ 1, & \sigma_i \in [\sigma_e, \sigma_M] \end{cases}$ 表

示载荷对结构部件产生的损伤。

2.1.4 试验结果

将飞机水平尾翼各级循环应力载荷的值 σ_i 、加载频次 n_i 、模型的参数和各隶属函数分别代入飞机水平尾翼混合疲劳寿命预测模型(式(10))中, 得到各不同隶属函数下飞机水平尾翼的疲劳寿命预测结果, 然后将得到的预测结果与飞机水平尾翼真实疲劳试验测得疲劳寿命为 2×10^6 比较, 计算出不同隶属函数下各混合疲劳寿命预测模型的预测误差。为方便比较理论预测结论与实际预测试验所得结果相对比, 将以上预测结果与预测误差统计列入表 2 中。

表 2 不同隶属函数下飞机尾翼疲劳寿命预测结果

编号	隶属函数	疲劳寿命/ $\times 10^6$	误差/%
1	传统 Miner 模型	3.210	60.5
2	直线型	1.409	29.5
3	平方根型	1.162	41.9
4	抛物线型	1.925	3.74

2.2 试验结果分析

从表 2 可知: 传统 Miner 模型预测误差达到 60.5%, 对于飞机结构部件疲劳寿命预测来说这样的误差是不能接受的, 偏于不安全。本文建立的混合疲劳寿命预测模型从低于疲劳极限的损伤作用和强化作用角度出发, 对传统 Miner 模型进行改进, 使预测误差得到了很大降低。此外, 在利用混合疲劳寿命预测模型进行预测试验时, 选取直线型、平方根型和抛物线型的隶属函数分别进行计算, 最后通过计算结果发现, 相比传统 Miner 疲劳寿命预测模型的预测结果, 疲劳寿命预测误差得到了较大的降低。其中, 选取抛物线型隶属函数的疲劳寿命预测模型进行预测时, 误差最小, 仅有 3.74%。因此, 选取基于抛物线型隶属函数的疲劳寿命预测模型, 进行飞机水平尾翼疲劳寿命的预测是可行的, 可以提升飞机的安全性与可靠性, 保障飞机的飞行安全。

参考文献 (References):

- [1] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [2] Lee KS, Song JH. Estimation methods for strain-life fatigue properties from hardness[J]. International Journal of Fatigue, 2006, 28(4): 386-400.
- [3] Rodriguez-Sanchez JE, Dover WD, Brennan FP. Application of short repairs for fatigue life extension[J]. International Journal of Fatigue, 2004 (26): 413-420.
- [4] 陈胜军. 基于隶属函数的疲劳寿命预测模型[J]. 南京师范大学学报, 2007, 7(2): 6-9.

- [5] 王旭亮, 聂宏. 基于灰色系统 GM(1,1) 模型的疲劳寿命预测方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(6): 845 - 848.
- [6] 卢曦, 郑松林. 疲劳极限以下小载荷的强化和损伤试验[J]. 上海理工大学学报, 2009, 31(2): 165 - 168.
- [7] 卢曦, 郑松林. 考虑小载荷强化的汽车构件疲劳累积损伤试验研究[J]. 中国机械工程, 2007, 18(8): 994 - 997.
- [8] 袁熙, 李舜酩. 疲劳寿命预测方法的研究现状与发展[J]. 航空制造技术, 2005(12): 80 - 84.
- [9] 刘克格, 阎楚良. 模糊数学在疲劳寿命估算中的应用[J]. 航空学报, 2006, 27(2): 227 - 231.
- [10] 王旭亮, 聂宏. 考虑载荷加载顺序的模糊 Miner 理论研究[J]. 中国机械工程, 2009, 19(22): 2725 - 2728.
- [11] 颜培玉, 张国栋. 基于神经网络的手写体数字识别方法[J]. 沈阳航空工业学院学报, 2008, 25(2): 69 - 72.
- [12] 宋德胜, 崔建国. 基于组合预测模型的飞行器健康预测[J]. 沈阳航空工业学院学报, 2009, 26(4): 50 - 53.
- [13] 宋博翰, 崔建国, 刘东. 基于 Hilbert-Huang 变换的电机故障诊断与仿真技术研究[J]. 沈阳航空工业学院学报, 2010, 27(4): 79 - 82.

(责任编辑:刘划 英文审校:王琦,韩微)