

文章编号:1000-8055(2011)04-0794-07

基于 BP 神经网络的叶片损伤度评估方法

钱征文¹, 程 礼^{1,2}, 赵兵兵¹, 李应红¹

(1. 空军工程大学 工程学院, 西安 710038;

2. 西安交通大学 机械工程学院 机械制造系统工程国家重点实验室, 西安 710049)

摘 要: 将叶片简化为悬臂梁模型, 根据振动力学理论推导出了叶片损伤度与固有频率变化量以及损伤位置两个参数的内在关系, 将其抽象为一种从损伤的位置及固有频率的变化量到损伤度的映射. 在此基础上, 将具有自学习能力和逼近非线性映射能力的人工神经网络引入到损伤度的预测中, 构建了一种基于 BP (back-propagation) 神经网络的叶片损伤度评定方法, 并以具体实验数据作为训练和测试样本验证了该方法的有效性. 研究结果可应用于损伤叶片的工程处理以及维修规范的制定.

关 键 词: 航空发动机; 叶片; 损伤; 固有频率; BP (back-propagation) 神经网络; 评估
中图分类号: V232 **文献标志码:** A

Assessment research on damage degree of blade in aero-engine based on back-propagation artificial neural networks

QIAN Zheng-wen¹, CHENG Li^{1,2}, ZHAO Bing-bing¹, LI Ying-hong¹

(1. The Engineering Institute,

Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. State Key Laboratory for Manufacturing Systems Engineering,
School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: The internal relationship among damage degree, natural frequency and the location of damage was deduced by simplifying the blade as a cantilever. In view of the problem in the maintenance of damaged blade, the relationship was abstracted into a mapping about damage degree, natural frequency and the location of damage. Then the neural network, which has the ability of self-study and can approach the nonlinear mapping, was used in the prediction of the damage. The damage degree assessment method of blade was built up based on the back-propagation (BP) neural network. Furthermore, this method was validated by using the experimental data of a certain aero-engine blade as the sample and test data. The results indicate that this method is useful to disposal of damaged blade in the project applications and can be applied in the maintenance criterion of blade.

Key words: aero-engine; blade; damage; natural frequency;
back-propagation (BP) neural network; assessment

叶片是航空发动机结构件中的关键零部件之一, 由于其数量多、形体单薄、载荷状况严酷、工作环境复杂, 使其一直成为发动机使用和实验中故

障率最高的零部件之一^[1]. 故障原因也基本覆盖了设计、制造、使用、维修等发动机全寿命过程的各环节, 曾经造成过巨大的经济损失和军事影响.

收稿日期: 2010-03-27; 修订日期: 2010-11-17

作者简介: 钱征文(1984—), 男, 湖北安陆人, 博士生, 主要从事航空发动机故障诊断研究. E-mail: qzwzf21@163.com

为了满足新一代高性能航空发动机对叶片性能的要求,采用先进的气动设计和先进结构、新材料、新工艺无疑是最主要的途径,但无论是先进的气动设计,还是先进的结构、材料和工艺,都必须建立在结构完整性和可靠性的基础上。

值得注意的是,当前国内在叶片故障方面的研究主要是对各种失效形式的分析以及疲劳寿命的研究^[2-5],而对损伤叶片的可靠性和维修性等结构完整性相关的理论和工程应用方面的研究很少,国产发动机还没有非常系统完整的维修规范,对损伤叶片大部分作报废处理^[6]。而现行的国外发动机机种都有简洁明晰、操作性强的风扇与压气机叶片维修规范,对在不同材料(如铝、钢、钛)叶片上,不同损伤部位,不同损伤性质(如裂纹、压痕、鼓包)、损伤程度及尺寸的各种损伤的维修方法或报废原则都采用图表方式作出了详细的描述。有鉴于此,如何对叶片的损伤程度进行评定,完善我国的损伤叶片维修规范是发动机专业领域的当务之急。

本文将具有自学习能力和逼近非线性映射能力的人工神经网络引入到损伤度的预测中,构建了一种基于BP(back-propagation)神经网络的叶片损伤度评定方法。

1 叶片损伤度评估的理论基础

1.1 损伤度影响因素的确定

将叶片视为悬臂梁,在忽略阻尼影响的情况下,根据振动力学理论,其振动方程可以表示为

$$(\mathbf{K} - \omega^2 \mathbf{M}) \cdot \Phi = 0 \quad (1)$$

式中 $\mathbf{K}$ 为刚度矩阵, $\mathbf{M}$ 为质量矩阵, Φ 为正则化振型, ω 为固有频率。

当叶片出现损伤时, $\mathbf{K}$ 和 $\mathbf{M}$ 都会发生变化,从而导致 ω 和 Φ 也发生改变。损伤对质量矩阵影响不明显,可以忽略。式(1)可以用增量的形式表示为

$$[\mathbf{K} + \Delta\mathbf{K} - (\omega^2 + \Delta\omega^2)\mathbf{M}] \cdot (\Phi + \Delta\Phi) = 0 \quad (2)$$

经整理,略去二阶项后式(2)可化为

$$\Delta\omega^2 = \frac{\Phi^T \Delta\mathbf{K} \Phi}{\Phi^T \mathbf{M} \Phi} \quad (3)$$

对于其中某一振型 $\Phi_i (i = 1, 2, 3, \dots, n)$, 有

$$\Delta\omega_i^2 = \frac{\Phi_i^T \Delta\mathbf{K} \Phi_i}{\Phi_i^T \mathbf{M} \Phi_i} \quad (4)$$

以 $\Delta\mathbf{K}_n$ 表示第 n 个单元刚度的变化,则式(4)变为

$$\Delta\omega_i^2 = \frac{\sum_n \Phi_i^T \Delta\mathbf{K}_n \Phi_i}{\Phi_i^T \mathbf{M} \Phi_i} \quad (5)$$

令 a_n 为一标量,表示第 n 个单元的损伤度,定义单元损伤系数矩阵有

$$\Delta\mathbf{K}_n = a_n \mathbf{K}_n \quad (6)$$

将式(6)代入式(5),则总的损伤度可以表示为

$$D = \sum a_n = \sum_n \frac{\Delta\omega_i^2 \Phi_i^T \mathbf{M} \Phi_i}{\Phi_i^T \mathbf{K}_n \Phi_i} \quad (7)$$

由式(7)可以看出,总损伤度仅与 $\Delta\omega_i$ 和 $\mathbf{K}_n$ 有关。 $\mathbf{K}_n$ 是第 n 个损伤单元处的原刚度矩阵,随着 n 取值的变化而变化, n 的取值反映了损伤位置的变化,因而 $\mathbf{K}_n$ 与损伤位置相关。综合上述两个方面的因素,叶片的损伤度不仅依赖于固有频率的变化也依赖于损伤的位置,可以根据损伤叶片固有频率的变化以及损伤的位置确定损伤的程度。

1.2 失效阈值值的确定

一般来说,影响叶片性能的因素主要有两个方面^[7]:一方面是叶片加工后表面完整性问题,主要表现为零部件加工后的表面几何特征,即指零件表面的粗糙度、波纹度、纹理、擦痕、几何形状等,以及表面物理化学性质,包括零件表面层微观组织的变化、塑性变形、再结晶、显微硬度、热损伤区、残余应力、晶间腐蚀,微观裂纹、合金元素贫化、再铸层、材质不均匀等;另一方面是使用过程中产生的结构损伤,包括疲劳裂纹、外来物损伤、腐蚀等。

目前,对于在各种损伤形式下叶片失效阈值的研究较少,我国学者对外物损伤进行了初步的理论和实验研究^[2,7-12],国外对于外物损伤的研究比较深入,但需要指出的是,国外有关外物损伤的研究特别是关于维修性基础的具体的研究结果报道甚少。美国军标 MIL-HDBK-1783B^[13]规定,损伤程度大于疲劳缺口系数 $K_t=3$ 的缺口时,叶片必须更换。从文献^[12]的研究结果可以看到,目前基本都采用 $K_t=3$ 这个失效阈值(我国现行的国军标基本上沿用了这一标准)。

鉴于国内尚无明确的关于叶片损伤的失效准则,在此,借鉴美军标外物损伤的失效准则,选择与之相同的失效阈值。叶片出现等效于疲劳缺口系数 $K_t=3$ 的缺口损伤时,由公式(7)可以得到一个确定的损伤度 D_1 ,为方便起见,规定此时叶片的名义损伤度 $D'=1$,则有 $D'=kD_1$, k 为常

数.同理,对于任意一个 K_i 下的损伤度 D_i 都对应一个名义损伤度 D' ,即 $D'_i = k_i D_i$.因此,从评定叶片损伤程度,判断叶片是否报废的角度出发,可以用名义损伤度 D' 代替损伤度 D .在后面的叙述中,将不加区分地称为损伤度,用 D 来表示.

叶片失效时损伤度 $D=1$,无损伤时 $D=0$,由此可建立起损伤度 D 与疲劳缺口系数 K_f 的简单对应关系

$$D = \frac{K_f - 1}{2} \quad (8)$$

在损伤叶片实际维修过程中,根据这一失效阈值对损伤叶片的损伤程度进行评估,从而给出叶片是否继续工作、维修或者报废的判断.

2 基于 BP 神经网络的损伤度评估

2.1 评估方法

通过式(7)求解确定损伤度 D 的方法在工程应用上比较复杂,需要大量的理论计算,不便于实际应用.根据式(7)中确定内在关系,将损伤度用损伤的位置 l (损伤处到叶根的距离)以及固有频率的变化 $\Delta\omega$ 两个参数来描述,表示为

$$D = f(l, \Delta\omega) \quad (9)$$

其中 f 定义为从 $l, \Delta\omega$ 到 D 的映射.

对于式(9)这一复杂的映射关系,很难给出一个确定的传递函数.神经网络具有通过学习逼近任意非线性映射的能力,对于黑箱式的输入/输出模型,可以方便地给出较为准确的工程计算模型^[14].因此,本文采用 BP 神经网络来得到这种计算模型,对叶片的损伤度进行评估.

由于输入变量在数值上相差太大,输出值大的神经元的误差将在网络误差中占主导,导致数值较小的输出变量的误差较大.另外,由于映射是非线性的,初始值对于学习结果是否能够收敛的影响很大.因此,在利用 BP 神经网络进行预测之前需要将输入样本进行归一化处理.

定义叶片固有频率的变化率为

$$\lambda = \frac{\omega_0 - \omega_h}{\omega_0} \quad (10)$$

其中 ω_0 为无损伤时叶片的一阶固有频率, ω_h 为出现损伤时叶片的一阶固有频率.

β 为损伤在叶片上的相对位置,表示为 $\beta = l/L$.

2.2 BP 神经网络的组成

BP 网络是一种具有多层感知器结构的前馈

神经网络,包括三个基本层:输入层、输出层和若干隐含层.图1就是一个典型的3层BP网络,其隐含层神经元和输出层神经元的传递函数均为 S 型.

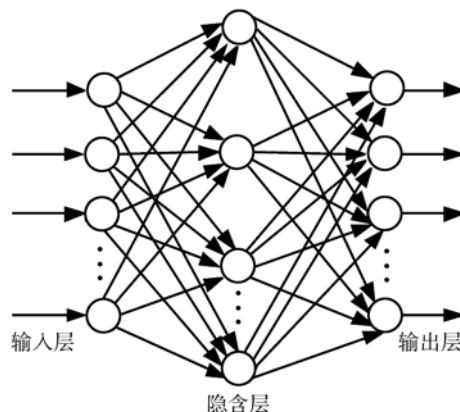


图1 BP网络模型结构

Fig.1 Model structure of BP algorithm of neural network

2.3 BP 神经网络的参数设置

根据映射理论,任何映射闭区间内的任意一个连续函数都可以由一个3层前馈神经网络映射,因此选择3层BP网络.隐含层神经元数目尚无科学的确定方法,需要根据经验和多次实验来确定.一般参照式(11),并通过不断实验来确定最佳隐含层单元数.

$$n_h = \sqrt{n + m} + a \quad (11)$$

其中 n_h 为隐含层单元数, n 为输入单元数, m 为输出单元数, a 为 $[1, 10]$ 的常数.

对于网络的输入和输出,以频率变化率 λ 和损伤相对位置 β 作为网络的输入参数,损伤度 D 作为输出参数.

文中 BP 算法是用 MATLAB 语言实现.

3 计算验证

3.1 训练样本的获取

在某型发动机压气机低压 I 级叶片试件上加工不同的缺口,然后在振动台上进行激振,测得振动信号,再对振动信号进行频谱分析得到的试件的一阶固有频率.实验系统组成如图2所示.

实验中,试件分5组,每组4个试件.第1组无损伤,其余4组分别在损伤位置为 $\beta=0.1, 0.2, 0.3, 0.5, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9$ 的叶片边缘加工缺口.疲劳缺口系数按 $K_f=1.52, 2.01, 2.47, 3.0$

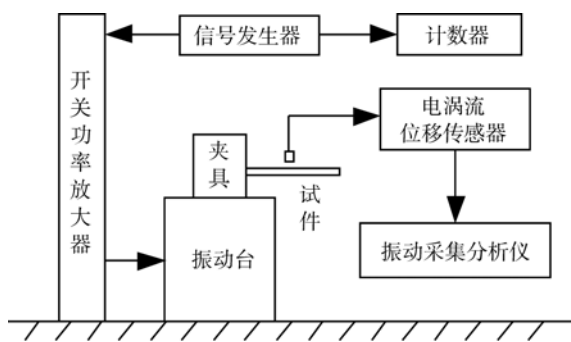


图 2 实验系统组成

Fig. 2 Components of experimental system

(对应的缺口深度/缺口根部半径分别为 0.12/0.1, 0.54/0.15, 2.0/0.35, 2.0/0.1) 进行加工。通过振动实验测得每个试件的一阶固有频率, 根据式(10)得到每个试件的固有频率变化率 λ , 见表 1。每个试件的损伤度 D 根据式(8)计算得到, 见表 2。

3.2 网络的训练和预测

用表 1 和表 2 中的 β , λ , 和 D 三个参数作为学习样本, 对网络进行训练。输入样本为二维的输入量, 输出层只有一个输出量, 因此, 输入层有两个神经元, 输出层有一个神经元, 中间层的神经元

表 1 不同 β 下的固有频率变化率 λ Table 1 Variational ratio of intrinsic frequency with different values of β

组号	参数	数值							
1	β	0.1	0.2	0.3	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
	λ	0	0	0	0	0	0	0	0
2	β	0.1	0.2	0.3	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
	$\lambda/10^{-4}$	2.6910	2.2350	1.7921	16.241	1.5129	1.2794	1.0201	0.8143
3	β	0.1	0.2	0.3	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
	$\lambda/10^{-4}$	7.472	5.5871	4.0470	2.0090	1.8762	1.5437	1.0471	0.8741
4	β	0.1	0.2	0.3	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
	$\lambda/10^{-4}$	15.066	11.432	7.6131	3.1880	2.8143	2.1561	1.0852	0.9246
5	β	0.1	0.2	0.3	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
	$\lambda/10^{-4}$	25.236	23.625	12.406	4.7741	4.3214	2.7146	1.1410	1.0654

表 2 各组试件的疲劳缺口系数 K_f 和损伤度 D

Table 2 Fatigue notch factor and damage scale of every group of specimen

参数	组号				
	1	2	3	4	5
K_f	1.0	1.52	2.01	2.47	3.0
D	0	0.26	0.505	0.735	1.0

个数通过最终的输出误差来确定。通过比较, 最终选择 9 个神经元。训练次数为 2000 次, 网络误差设定为 0.00001。

为减少网络训练过程中可能出现的“过适配”现象, 提高网络的泛化能力, 采用贝叶斯自动归一化法^[15]调整网络的规模, 对网络误差性能函数进行修正, 使网络响应平滑。

经过 1512 次训练后, 网络误差达到要求, 如图 3 所示。

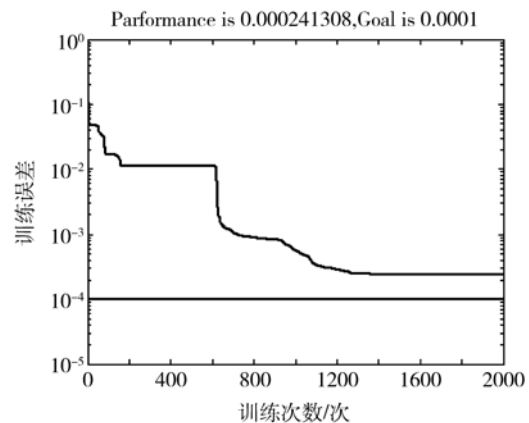


图 3 网络训练结果

Fig. 3 Training results of network

对训练好的网络,用表3中的4组数据作为测试样本,来验证神经网络的预测结果与实验结果是否相符,预测误差见表3.

从表3中可以看出,最大的预测误差为3.99%,最小的预测误差仅为0.9%,说明通过训练所建立的网络模型基本可以对损伤度进行比较准确的预测.

为验证损伤度预测结果是否符合叶片的实际损伤情况,以某型压气机叶片为例,用损伤叶片的疲劳寿命与预测结果进行对照.采用人为加工缺口的叶片试件进行实验.

叶片试件共分为11组,每组5个,每组叶片上的缺口按照表4中的参数加工,试件的振动疲劳实验在图2所示的振动台上进行.实验中以每个试件一阶共振频率下降2%作为失效的依据,每组的疲劳寿命取5个试件的平均值.

图4是叶片试件的损伤度 D (理论值和预测值)和疲劳寿命 N 随 K_f 变化的关系曲线.

从图4中可以看出,损伤度的预测值与理论值很接近;随着 K_f 的增大,损伤度增大,预测精度提高,疲劳寿命缩短.损伤度越大,疲劳寿命越短,说明预测结果与实际情况相符.

表3 神经网络模型预测结果与验证结果

Table 3 Prediction and justification results from neural network model

β	$\lambda/10^{-3}$	D (预测值)	D (实际值)	误差	百分比/%
0.3	0.48210	0.5402	0.5625	0.0223	3.96
0.5	0.34057	0.7946	0.7875	0.0071	0.90
0.2	0.12550	0.1106	0.1125	0.0019	1.69
0.4	0.13962	0.2161	0.2252	0.0091	3.99

表4 各组试件的缺口参数

Table 4 Notch parameters of every specimen group

参数	组号										
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
K_f	1.50	1.65	1.80	1.95	2.10	2.25	2.40	2.55	2.70	2.85	3.00
缺口深度 d/mm	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50	1.50
根部半径 r/mm	1.5	0.89	0.59	0.42	0.31	0.24	0.19	0.16	0.13	0.11	0.09

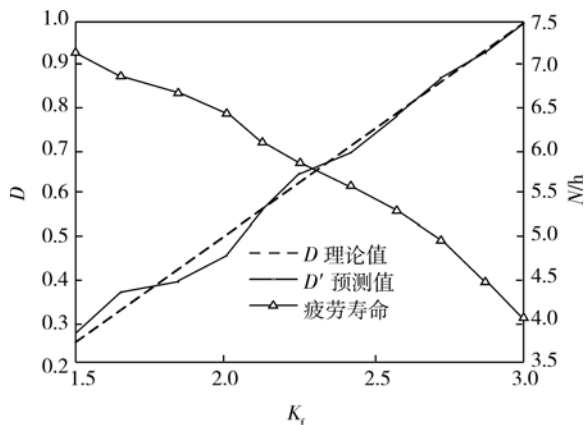


图4 D 和 N 随 K_f 变化曲线

Fig. 4 Variation of D and N with K_f

4 讨论

基于BP神经网络的损伤度评估方法主要利用了BP神经网络具有通过学习逼近任意非线性映射的能力和无需建立显式的数学表达式这一特点.该方法原理简单,使用时无需区分损伤的长度,也不用探测损伤的深度.只需要确定损伤的位置和损伤前后固有频率的变化率,通过神经网络就可以较为准确地预测得到叶片的损伤度.因而,一方面解决了确定损伤的具体尺寸这一困难,同时也能避免显式模型中参数的物理意义不十分明确,实际应用时难以确定的问题.

理论上,该方法适用于叶片使用过程中产生的所有结构损伤类型:疲劳裂纹、外来物损伤、腐

蚀,但是,由于工程上 β 和 λ 的确定需要考虑很多影响因素,该方法也有一定的局限性:

1) 损伤位置在叶片的高应力区域(靠近叶根)时预测效果比较好,而损伤位置在结构的低应力区域(靠近叶尖)时预测精度低;

2) 对于疲劳裂纹损伤,一般会出现多条裂纹,此时预测精度会降低;

3) 对于腐蚀损伤,由于一般出现多个腐蚀点的情况,损伤位置的确定比较复杂,可以通过几个较大的腐蚀点的中心位置来确定 β ,此时预测结果将偏于保守。

在工程实际应用中,可以用不同材料不同类型的叶片,加工对应于不同 K_f 的缺口,通过振动实验得到一阶固有频率的数据,利用大量的实验数据训练网络,建立起叶片损伤程度评估的网络数据库,这样有助于提高规模化应用的效率。

从提高预测精度的角度看,需要从两个方面开展进一步的研究工作:

1) 在出现多个损伤时,如何合理地确定损伤位置 β ;

2) 当损伤位置出现在低应力区域时,可否通过加入其他的结构参量作为网络输入来提高预测的精度。

需要指出的是,本文采用的失效门槛值是借鉴美军标中的外物损伤失效准则,更进一步的工作需要制定符合我国具体使用情况的叶片失效准则,完善该方法,使其更具合理性和可操作性,从而给出叶片损伤程度对其完成任务能力的影响指标,制定相应的叶片维修规范。

5 结 论

通过计算验证和讨论,主要结论如下:

1) 叶片的损伤度不仅依赖于固有频率的变化也依赖于损伤的位置,可以根据损伤叶片固有频率的变化以及损伤的位置确定损伤的程度;

2) 工程上,可以将损伤叶片的损伤度 D 简化为固有频率变化率 λ 和损伤相对位置 β 两个参数的函数,运用BP神经网络可以有效地预测叶片的损伤度,从而达到对其进行评估的目的,易于工程上的应用;

3) 该方法可以用来指导损伤叶片的维修规范的制定,为叶片损伤的处理办法(如是否维修、允修范围等)以及维修质量检查等方面的工作提供了量化指标。

参考文献:

- [1] 苏清友,孔瑞莲,陈筱雄,等.航空涡喷涡扇发动机主要零部件定寿指南[M].北京:航空工业出版社,2004.
- [2] 关玉璞,陈伟,高德平.航空发动机叶片外物损伤研究现状[J].航空学报,2007,128(4):851-857.
GUAN Yupu, CHEN Wei, GAO Deping. Present status of investigation of foreign object damage to blade in aero-engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(4): 851-857. (in Chinese)
- [3] 孔祥鑫,徐可君.航空发动机叶片的腐蚀与防护[J].航空科学技术,1997,2(1):24-26.
KONG Xiangxin, XU Kejun. Aeroengine blade corrosion and its control[J]. Aeronautical Science and Technology, 1997, 2(1): 24-26. (in Chinese)
- [4] 傅国如,禹泽民,王洪伟.航空涡喷发动机压气机转子叶片常见失效模式的特点与规律[J].失效分析与预防,2006,1(1):18-24.
FU Guoru, YU Zemin, WANG Hongwei. Main failure attributes and rule of compressor-blades in aeroengines[J]. Disability Analysis and Protection, 2006, 1(1): 18-24. (in Chinese)
- [5] 陶春虎,钟培道,王仁智.航空发动机转动部件的失效与预防[M].北京:国防工业出版社,2000.
- [6] 康继东,陈士焯,徐志怀.压气机叶片外物损伤及其维修性的研究进展[J].燃气涡轮试验与研究,1998,11(1):59-62.
KANG Jidong, CHEN Shixuan, XU Zhihui. Present status of investigation and maintenance of foreign object damage to blade in aeroengine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1998, 11(1): 59-62. (in Chinese)
- [7] 陶春虎,刘新灵.航空发动机材料和工艺的安全性评估[J].失效分析与预防,2007,2(4):14-20.
TAO Chunhu, LIU Xinling. Safety evaluation on materials and techniques of aviation engine[J]. Disability Analysis and Protection, 2007, 2(4): 14-20. (in Chinese)
- [8] GUAN Yupu, ZHAO Zhenhua, CHEN Wei. Foreign object damage to fan rotor blades of aeroengine Part I: experimental study of bird impact[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2007, 20(2): 408-414.
- [9] 康继东,陈士焯,徐志怀.压气机叶片受外物损伤的剩余振动疲劳寿命[J].航空动力学报,1998,13(3):330-332.
KANG Jidong, CHEN Shixuan, XU Zhihui. Residual vibration fatigue life of compressor blade damage by foreign object[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(3): 330-332. (in Chinese)
- [10] 周胜田,罗荣梅,黄宝宗.转子叶片的外物损伤及疲劳寿命试验研究[J].辽宁工程技术大学学报,2007,26(3):357-359.
ZHOU Shengtian, LUO Rongmei, HUANG Baozong. Experimental study on foreign object damage and fatigue life of rotor blades[J]. Journal of Liaoning Technical University, 2007, 26(3): 357-359. (in Chinese)

- [11] 尹冬梅,钱林方,徐亚栋. 叶片砂石撞击损伤的数值模拟与分析[J]. 南京理工大学学报(自然科学版), 2008, 23(5): 536-539.
- YIN Dongmei, QIAN Linfang, XU Yadong. Simulation and analysis of blades damaged by sandstone[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology (Natural Science), 2008, 23(5): 536-539. (in Chinese)
- [12] 胡绪腾,宋迎东. 叶片外物损伤容限设计的本质特点及设计准则的发展[J]. 航空动力学报, 2008, 23(1): 2153-2161.
- HU Xuteng, SONG Yingdong. Essential characteristic of foreign object damage tolerance design for airfoils in aero-engine and development of design criteria[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(12): 2153-2161. (in Chinese)
- [13] US Department of Defense Handkook. MIL-HDBK-1783B Engine structural integrity program (ENSIP) [S]. Washington; US Department of Defense, 2002.
- [14] 虞和济,陈长征,张省,等. 基于神经网络的智能诊断[M]. 北京:冶金工业出版社, 2000.
- [15] Macka Y, David J C. Bayesian interpolation [J]. Neural Computation, 1992, 11(4): 415-447.

JALSP