基于模型参数辨识的航空发动机风扇叶片裂纹故障诊断

张 帅

(中国飞行试验研究院,西安710089)

摘要:为了对发动机风扇叶片裂纹故障进行精确诊断,在航空发动机故障模拟试验平台上开展了风扇叶片裂纹故障模拟试验,对风扇转子叶片进行典型裂纹故障预置,并对风扇转子叶片产生裂纹前后的叶片典型参数进行试验测量。通过风扇转子叶片 阻尼系统及裂纹故障特征理论分析发现,裂纹叶片的模态质量和模态刚度变化会使叶片阻尼比发生明显变化。采用基于遗传算 法的模型参数辨识方法辨识风扇叶片应变响应函数,进而获取风扇叶片阻尼比。结果表明:相同叶片不同次测量试验得到的叶片 阻尼比相差0.02%;不同叶片个体差异导致的阻尼比最大相差2.9%;5#风扇叶片产生裂纹后的阻尼比减小了6.4%。可见,叶片的 阻尼比对其几何特性的变化十分敏感,且通过对风扇叶片阻尼比进行模型参数对应的遗传算法辨识能够实现风扇叶片裂纹故障 诊断。

关键词:叶片裂纹;故障诊断;阻尼;参数辨识;遗传算法;航空发动机 中图分类号: V216.2+1 文献标识码:A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2023.01.016

Crack Diagnosis of Aeroengine Fan Blade Based on Model Parameter Identification

ZHANG Shuai

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to accurately diagnose the crack fault of engine fan blade, the fan blade crack fault simulation test was carried out on the aeroengine fault simulation test platform, the typical crack fault of fan rotor blade was preset, and the typical parameters of the fan rotor blade before and after the occurrence of crack were measured. Through theoretical analysis of the fan rotor blade damping system and the crack fault characteristics, it was found that the changes of the modal mass and modal stiffness of the cracked blade would significantly change the damping ratio of the blade. The model parameter identification method based on genetic algorithm was used to identify the fan blade strain response function, and then obtain the fan blade damping ratio. The results show that the range of damping ratio of the No.5 fan blade after cracks is reduced by 6.4%. It can be seen that the damping ratio of the fan blade is very sensitive to the change of its geometric characteristics, and the fault diagnosis of the fan blade crack can be realized through the genetic algorithm identification of the model parameters corresponding to the damping ratio of the fan blade.

Key words: blade crack; fault diagnosis; damping; parameter identification; genetic algorithm; aeroengine

0 引言

在航空发动机的发展与使用过程中,伴随着各种 类型故障的频繁发生、排除、再发生与再排除,即便是 成熟的发动机,依然会发生各类故障^[1]。由于发动机 的零部件数量繁多,功能与形式不尽相同,且其故障 模式多样,因此发动机的故障发生率没有标准的统计 数据,且很难通过统计分析得到对应的规律^[2]。发动 机故障类别主要有性能、结构系统以及附件系统故障 等。对航空发动机以往在使用过程中产生的故障统 计数据分析发现,结构强度故障约占其故障总数的 60%~70%,而转子叶片裂纹故障是发动机结构强度 故障中最常发生的故障类型^[3]。

航空发动机转子叶片工作在高速、高负荷、高温的复杂环境下,而叶片是将机械能转化为气体介质的内能,或将燃气的热能转化为机械能的主要部件,转

收稿日期:2020-11-28 **基金项目:**装备预研中航工业联合基金(6141B05110404)资助 作者简介:张帅(1991),男,硕士,工程师,主要从事动力装置结构特性与强度试飞工作;E-mail: 18792788842@163.com。

引用格式: 张帅. 基于模型参数辨识的航空发动机风扇叶片裂纹故障诊断[J]. 航空发动机, 2023, 49(1):115–121.ZHANG Shuai. Crack diagnosis of aeroengine fan blade based on model parameter identification[J]. Aeroengine, 2023, 49(1):115–121.

子叶片在工作时要承受交变扭转应力、拉压应力及机 械磨损、热腐蚀等损害,极易容易产生裂纹缺陷[4-5]。 发动机叶片裂纹的产生与扩展是飞机飞行安全潜在 的危害因素,在大应力作用下,叶片的裂纹扩展速度 很快,即使微小裂纹也很容易扩成大裂纹从而影响飞 机飞行安全^{16]}。苏清风等¹⁷通过对发动机裂纹检测技 术的研究发现,及时、准确地诊断出发动机的转子叶 片裂纹故障,预防叶片裂纹故障危害,可提高航空发 动机在飞行过程中的可靠性与安全性;于霞®通过对 发动机不同叶片缺陷的检测发现,风扇叶片出现裂纹 会引起其结构模态参数变化,而基于叶片振动的分析 方法是最常用的裂纹诊断方法:黎少辉等¹⁹采用基于 气动信号的分析方法对叶片裂纹进行辨识:王慧 等^[10]、Lele^[11]通过结构自由振动响应的方法来识别给 定结构的模态阻尼比,其阻尼辨识存在较大的误差, 测量结果的辨识方法也是优缺点各异,但阻尼对叶片 金属结构产生的小裂纹的敏感性更强;Lee^[12]针对发 动机转子叶片的结构特点,建立精确的叶片结构模 型,实现叶片阻尼的精确辨识,即可进行叶片裂纹的 故障诊断。因此,对转子叶片结构阻尼测量、辨识具 有重要的研究意义。自由衰减法[13]、传递函数法[14]、 半功率带宽法[15]、模态圆法等方法[16-17]是最常用的阻 尼计算方法。靳子洋等[18]开展的模型参数对应的遗 传算法可以准确、快速地从叶片结构的小阻尼系统的 单脉冲响应中识别出模态频率、幅值、相位和阻尼比, 适合工程应用中叶片裂纹的快速诊断。

在航空发动机故障模拟试验平台上开展了叶片 裂纹故障模拟,对裂纹前后叶片的典型参数进行测量, 并通过模型参数对应的遗传算法识别所建立风扇叶片 的结构阻尼系统模型,获取叶片应变响应衰减过程中 响应函数的幅值、相位、阻尼比和模态频率等参数。

1 航空发动机故障模拟试验平台

航空发动机故障模拟试验平台如图1所示。该

平台用于模拟发动机在工 作过程中的各种类型故障 现象,以研究其故障产生 机理与故障诊断方法。平 台的风扇转子为整体叶盘 式结构,单级12个叶片, 叶尖直径为600 mm。风



图 1 航空发动机故障模拟 试验平台

扇转子的叶盘厚度为50 mm,设计最大转速为6000 r/ min,设计压比为1.06,设计效率为0.84,设计流量为 9.5 kg/s。

航空发动机故障模拟试验平台主要由风扇转子 试验器、电机与控制系统、安全防护系统、试验器的健 康状态监测系统、非接触叶尖振动测量系统、叶片动 应变测量系统等构成。在进行风扇转子试验器故障 模拟时,设置典型故障模式后,利用故障信息采集系 统与诊断系统(如图2所示)获取叶片叶尖振动、叶片 应变等参数,进而对风扇转子典型故障模式的特征进 行分析研究。



2 风扇叶片典型故障模式模拟

叶片是航空发动机的重要零部件,其经常性地在 严苛的环境下工作,容易发生裂纹等故障,有可能导 致叶片直接失效,甚至发生非包容性事故,而叶片的 裂纹尺寸、走向、位置等因素都会对叶片固有频率、刚 度和阻尼产生影响^[19,20]。本文采用一种简化且可以 快速实现的方法,对发动机风扇转子的叶片裂纹故障 进行快速诊断,并给出相应合理的处置建议。

进行叶片发生故障后的固有参数分析,需测量风 扇叶片的应变参数信号,对风扇转子叶片进行编号 (1#~12#),对风扇转子叶片进行应变计测试改装,其 过程如图3所示。通过应变计改装工艺对风扇转子 叶片进行1/4桥应变、应变花测试改装,通过特殊粘贴 工艺将信号传输线固定于叶片与叶盘表面,再通过高 速滑环引电器将叶片应变信号引出,最后通过数据采



图3 风扇转子叶片应变计测试改装过程

集系统获取由滑环引出的 叶片应变信号。非接触叶 尖振动测量系统、接触式 叶片动应变系统整体测试 改装效果如图4所示。



为了实现风扇转子叶 片的裂纹故障模拟与识 别,对给定5#叶片进行裂

图4 接触式叶片动应变系统 整体测试改装效果

纹处理,裂纹的位置及长度分布如图5所示。从图中 可见,该裂纹位于叶片前缘靠近叶尖的位置。通过基 于模型参数辨识的方法识别叶片裂纹的阻尼比参数, 进而完成发动机风扇转子叶片裂纹的故障诊断。



图5 风扇转子5#叶片裂纹分布

3 风扇叶片阻尼辨识方法

3.1 风扇叶片阻尼系统

针对自由度为n的阻尼系统,假设M为阻尼系统 的质量矩阵,C为阻尼矩阵、K为刚度矩阵,则阻尼系 统相对应的运动微分方程为

$$M\{\ddot{x}(t)\} + C\{\dot{x}(t)\} + K\{x(t)\} = \{f\}$$
(1)

发动机风扇转子叶片可视为单悬臂、小阻尼的单 自由度振动系统。而单自由度系统带阻尼的振动微 分方程可简化为

$$\ddot{x} + 2\zeta \omega_n \dot{x} + \omega_n^2 x = 0 \tag{2}$$

式中: ζ 为系统的阻尼比; ω_n 为系统无阻尼时的固有 频率; $\zeta = \alpha/\omega_n, \alpha$ 表示为衰减系数。

假设当阻尼比ζ<<1时,阻尼系统的响应函数可 以表示为

$$x(t) = Ae^{-\zeta \omega_n t} \cos(\omega_d t + \phi)$$
 (3)

式中: $\omega_{d} = \omega_{n} \sqrt{1 - \zeta^{2}}$,为系统有阻尼时固有频率, $\omega_{d} \approx \omega_{n}$; $A \downarrow \phi$ 分别为幅值和初相位。

假设系统的初始状态为零,对式(1)进行拉普拉 斯变换,得到以复数s为变量的矩阵代数方程

$$[\mathbf{M}s^{2} + \mathbf{C}s + \mathbf{K}] \cdot X(s) = F(s)$$
(4)

式中的矩阵

$$Z(s) = [Ms^2 + Cs + K]$$
(5)

称之为系统广义阻抗矩阵。其逆矩阵为

$$H(s) = [Ms^{2} + Cs + K]^{-1}$$
(6)

称之为频响函数矩阵。

$$\boldsymbol{X}(s) = \boldsymbol{H}(s) \boldsymbol{F}(s) \tag{7}$$

令式(7)中 $s = j\omega$,即可得到系统在频域中输出 (响应向量($X(\omega)$))和输入(激振向量($F(\omega)$))的关 系式

$$X(\boldsymbol{\omega}) = \boldsymbol{H}(\boldsymbol{\omega}) F(\boldsymbol{\omega})$$
(8)

则阻抗矩阵可以变化为

$$Z(\omega) = (K - \omega^2 M) + j\omega C \qquad (9)$$

利用实对称矩阵的加权正交性,可得到矩阵正交 表达式

$$\{U\}^{\mathrm{T}}[M]\{U\} = \begin{vmatrix} \ddots \\ m_r \\ \ddots \end{vmatrix}$$
(10)

$$\{\boldsymbol{U}\}^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{K}]\{\boldsymbol{U}\} = \begin{bmatrix} \ddots & & \\ & \ddots & \\ & & \ddots \end{bmatrix}$$
(11)

$$\{U\}^{\mathrm{T}}[C]\{U\} = \begin{bmatrix} \ddots & & \\ & \ddots & \\ & & \ddots \end{bmatrix}$$
(12)

其中,矩阵{U}为振型矩阵,则

$$Z(\omega) = U^{-\tau} \begin{bmatrix} \ddots & & \\ & z_r & \\ & & \ddots \end{bmatrix} U^{-1}$$
(13)

其中, $z_r = (k_r - \omega^2 m_r) + j\omega c_r$ 。 因此,频响函数矩阵的元素表达式为

$$H_{ij}(\omega) = \sum_{r=1}^{n} \frac{U_{i}U_{ij}}{m_r[(\omega_r^2 - \omega^2) + 2j\xi_r\omega_r\omega]}$$
(14)

$$\omega_r^2 = \frac{k_r}{m_r} \tag{15}$$

$$\xi_r = \frac{c_r}{2m_r\omega_r} \tag{16}$$

式中:m_r,k_r分别为第r阶模态质量和模态刚度;ω_r、ξ_r、 U₂分别为第r阶模态频率、模态阻尼比和模态振型。

对式(16)分析发现,模态质量和模态刚度是系统 阻尼比主要决定因素。叶片裂纹位置和裂纹深度对 质量矩阵和刚度矩阵均会产生影响^[21]。当风扇叶片 产生裂纹时,叶片的模态质量和模态刚度均发生变 化,这会使叶片的阻尼比发生变化。 遗传算法是一种鲁棒性很强的全局优化算法,是 将问题参数编码成染色体,效仿生物界的进化问题, 在种群中进行选择、交叉、变异等方法交换染色体中 的信息,然后不断迭代运算,最终得到目标染色 体^[22-24]。本文最优化问题求解计算选择的模型参数 对应的遗传算法辨识实施流程如图6所示。



图6 模型参数对应的遗传算法辨识实施流程

将响应数据与脉冲响应数学模型结合,可视为非 线性函数的全局优化问题,遗传算法可用来辨识结构 模态参数,其具有稳定性强、计算效率高、依概率收敛 到问题全局最优解等特点^{117]}。

针对风扇叶片阻尼系统,假设其为单频率响应, Δt为系统的采样时间,N为系统的采样点数,f为系统 的固有频率,则该系统的响应函数为

$$x(t_i) = Ae^{(-\zeta \omega_n t_i)} \sin(\omega_n t_i \sqrt{1 - \zeta^2} + \phi) \qquad (17)$$

$$t_i = \Delta t \cdot i, (i = 1, 2, 3..., N)$$
(18)

$$\omega_n = 2\pi f \tag{19}$$

假如试验测量得到的风扇叶片响应信号函数为

 $y(t_i)$,选取相应的目标函数为 $A_{\rm IM}$

$$A_{\rm IM} = \sum_{i=1}^{N} [x(t_i) - y(t_i)]^2$$
(20)

即可使风扇转子叶片模态参数辨识问题变换为 约束条件下的非线性优化问题

$$A_{\rm IM}(A^*,\zeta^*,\omega_n^*,\varphi^*) = \min\{A_{\rm IM}(A,\zeta,\omega_n,\phi)\}$$
(21)
求解的约束条件为

$$\begin{cases} A \ge 0\\ 0 \le \zeta \le 1\\ 0 \le \omega_n \le 2\pi f\\ -\pi \le \phi \le \pi \end{cases}$$
(22)

那么,当 $f = 1/\Delta t$ 时, A^* 、 ζ^* 、 ω_n^* 、 φ^* 为非线性优化问题全局的最优解。

针对以上最优化求解问题,设置阻尼比不同的响 应函数信号,并采用模型参数辨识对应的遗传算法对 其进行识别,进而验证模型参数辨识对应的遗传算法 对设置信号阻尼比识别的准确性。通过数据仿真分 析验证表明:模型参数辨识对应的遗传算法对于小阻 尼系统预测准确度高^[19]。而航空发动机叶片为单悬 臂、小阻尼部件,因此,采用模型参数辨识对应的遗传 算法可获取风扇叶片阻尼比准确的辨识参数。

4 风扇叶片阻尼试验测量与分析

4.1 风扇叶片结构特性分析

采用基于有限元的方法对该风扇转子叶片进行 模态分析,叶片的前4阶模态振动分布如图7所示,风 扇叶片对应的固有频率分布见表1。通过振型分析



	表1 风	扇叶片固有	频率	
模态阶次	Mode1	Mode2	Mode3	Mode4
频率/Hz	449.1	1414.4	2198.8	3889.8

发现,风扇叶片第1阶振动为1弯振动、第2阶振动为 1扭振动、第3阶为2弯振动、第4阶为弯扭耦合振动。

对风扇转子叶片的第1阶固有频率进行测量,选 取叶盘中心对称的1#、5#、9#叶片为测试对象,对测 试对象进行BA350-3AA-Q2K型电阻式应变计改装, 试验过程中采用Hottinger Baldwin Messtechnik GmbH (HBM)公司的MX1615B数据采集系统进行数据采集 与分析。

通过锤击法给定叶片初始激励,获取叶片自由振动时的应变随时间的响应。1#叶片在不同初始锤击力作用下的叶片响应如图8所示。经过频谱分析,获取叶片的第1阶固有频率为446.2 Hz。



风扇叶片的第1阶固有频率计算与试验测量数 值对比见表2。通过2次不同的锤击力度锤击1#、5#、 9#叶片,对每个叶片的6次试验数据进行频谱分析。 对表中数据分析发现,不同叶片实测固有频率存在差 异,最大相差0.25%;数值计算与试验测量固有频率 的误差较小,最大误差为0.86%。

祝2 八羽町万回行 频率 り 昇 う 瓜 迎 ろ し				
山山伯日	测量固有频率/Hz		亚均仿/田-	归当网
可力细互	1 st 锤击	2 nd 锤击	十均值/fiz	庆左1%
1#	446.36	446.30	446.33	0.62
5#	446.20	446.20	446.20	0.64
9#	445.24	445.20	445.22	0.86

风度叶片田方场变计符片建设对比

4.2 风扇叶片的阻尼辨识

通过模型参数辨识对应的遗传算法辨识该风扇

叶片的应变响应参数,以获取不同风扇叶片的阻尼 比。风扇转子5#叶片实测应变响应与参数辨识结果 的对比如图9所示,实测叶片应变响应曲线与参数辨 识预测获取的曲线吻合。分析发现,模型参数辨识对 应的遗传算法对该风扇叶片的应变响应辨识的准确 度高,叶片响应辨识得到的响应函数为

 $x(t) = 198 \cdot e^{(-11.207 \cdot t)} \cdot \sin(2799 \cdot t - 2.616)$ (23)





通过辨识得到的风扇转子的5#叶片固有频率为445.47 Hz,与试验测量的第1阶叶片固有频率相差0.16%,识别的叶片阻尼比为0.004。

通过对试验测量得到的3组不同风扇叶片的应 变响应进行参数辨识,得到的叶片阻尼比分布见表 3。通过分析发现,5#叶片的不同测量试验响应得到 的叶片阻尼比相差0.02%,表明叶片应变测量试验的 重复性良好,且辨识准确度较高;不同叶片的辨识阻 尼比最大相差2.9%,表明阻尼比对叶片的几何特性 十分敏感;9#叶片的辨识阻尼比较其它叶片的小,其 加工误差可能是导致叶片阻尼比差异较大的因素。

5 风扇叶片裂纹故障诊断

在发动机风扇转子故障模拟试验平台上,采用锤 击法给予裂纹风扇叶片以初始激励力,获取裂纹叶片 自由振动应变随时间的响应,对裂纹叶片响应进行频 谱分析得到的频谱如图10所示。分析获取风扇裂纹 叶片对应第1阶固有频率为449 Hz,相比于5#完整叶 片试验测量得到的固有频率446.2 Hz,变化仅为 0.6%,很难通过风扇叶片固有频率的变化来判断其 是否发生裂纹故障。

采用模型参数辨识对应的遗传算法辨识风扇转 子5#裂纹叶片的应变响应,以获取5#裂纹叶片的阻 尼。通过试验测量的风扇叶片应变响应与参数辨识 结果如图11所示。通过对比分析发现,试验测量获 取的应变响应曲线与参数辨识得到的曲线一致。模 型参数辨识对应的遗传算法对风扇叶片的应变响应 辨识准确度高,叶片应变响应的识别函数为

 $x(t) = 39.1 \cdot e^{(-10.56 \cdot t)} \cdot \sin(2819.3 \cdot t - 2.01) \quad (24)$

采用参数辨识方法得到的风扇转子5#裂纹叶片 阻尼比为0.00375,与完整叶片阻尼比相比减小了 6.4%。





采用频谱分析方法对叶片裂纹前后的响应分析 得到其固有频率仅为0.6%,很难通过风扇叶片固有 频率的变化来判断其是否发生裂纹故障。而模型参 数辨识对应的遗传算法对产生裂纹前后的叶片响应 分析得到叶片阻尼比减小了6.4%。对比分析发现, 通过模型参数辨识对应的遗传算法识别叶片阻尼比

= 0			ㅁ머// ★
.	181/551		ᄔᆁᄶᄼᄱ
100	///// P		

叶片编号	1 st 锤击参数辨识阻尼比ζ	2 nd 锤击参数辨识阻尼比ζ
1#	0.003980	
5#	0.003966	0.004000
9#	0.003862	

的变化可快速、准确地诊断出风扇叶片裂纹故障。

6 结论

(1)相同叶片的多次测量试验结果辨识阻尼比误 差为0.02%,表明该试验重复性良好;

(2)不同风扇叶片的阻尼比存在差异,阻尼比最 大相差2.9%,表明叶片的阻尼比对其几何特性十分 敏感;

(3)通过模型参数对应的遗传算法对裂纹风扇叶 片阻尼比辨识,裂纹产生后叶片阻尼比减小6.4%,变 化明显,可通过对风扇叶片阻尼比的实时监测来诊断 其裂纹故障。

参考文献:

[1] 陈光. 航空发动机故障分析[C]// 中国航空学会动力分会可靠性专业委员会航空发动机可靠性学术会议. 杭州:中国航空学会, 2000:65-68.

CHEN Guang. Failure analysis of Aeroengine [C]// Aeroengine Reliability Academic Conference of Reliability Professional Committee of Power Branch of CAAC. Hangzhou: Chinese Aeronautical Society, 2000:65-68.(in Chinese)

[2] 薛涛. WJ5 发动机使用过程中质量原因的识别与分析[D]. 北京:北 京航空航天大学, 2001.

XUE Tao. Identification and analysis of quality problems in the process of operating WJ5 engines[D]. Beijing: Beihang University, 2001. (in Chinese)

[3] 张希. 涡扇发动机低压转子系统动力学建模与振动故障研究[D]. 上海:上海交通大学, 2016.

ZHANG Xi. Research on low-pressure rotor system dynamic modeling and vibration fault of turbofan engine[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2016.(in Chinese)

[4] 孙护国, 霍武军. 航空发动机涡轮叶片的检测技术[J]. 航空发动机, 2002(1):23-25.

SUN Huguo, HUO Wujun. Inspection technique for turbine blade in aeroengine[J]. Aeroengine, 2002(1):23-25.(in Chinese)

[5] 秦峰. 航空涡轮叶片缺陷的扫查式涡流检测技术研究[D]. 北京: 北 京理工大学, 2016.

QIN Feng. Research of scanning eddy current testing technology for the defects on aircraft turbine blades[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2016. (in Chinese)

[6] 钱时锦.脉冲感应激励红外热像检测发动机叶片[C]//第十四届全国无损检测新技术交流会.南京:中国机械工程学会,2016:118-121.

QIAN Shijin. Detection of engine blades by infrared thermography with pulse induction excitation[C]// The 14th National Conference on New NDT Technology.Nanjing: Chinese Society of Mechanical Engineering, 2016:118-121.(in Chinese) [7] 苏清风, 习小文, 袁雅妮, 等. 超声红外热像技术在航空发动机叶 片裂纹检测中的应用[J]. 无损检测, 2019, 41(4):54-57. SU Qingfeng, XI Xiaowen, YUAN Yani, et al. Application of ultrason-

ic infrared thermography technology in crack detection of aeroengine blade[J]. Nondestructive Testing, 2019, 41(4):54–57. (in Chinese)

[8] 于霞.飞机发动机叶片缺陷的电磁检测技术研究[D]. 北京:北京理工大学,2014.

YU Xia. Research on electromagnetic nondestructive testing of defects in the engine blades of aircraft[D].Beijing: Beijing Institute of Technology, 2014.(in Chinese)

[9] 黎少辉,蔡利梅.基于气动信号分析的风机叶片裂纹故障识别[J]. 振动与冲击,2017(19):227-231.

LI Shaohui, CAI Limei. Fan blade crack fault diagnosis based on the analysis of pneumatic signals[J]. Journal of Vibration and Shock, 2017 (19):227–231.(in Chinese)

[10] 王慧, 刘正士. 一种识别结构模态阻尼比的方法[J]. 农业机械学 报,2008,39(6):201-202.

WANG Hui, LIU Zhengshi. A method of identifying modal damping ratio of structure[J]. Journal of Agricultural Machinery, 2008, 39(6) : 201–202.(in Chinese)

- [11] Lele S P, Maiti S K. Modeling of transverse vibration of short beams for crack detection and measurement of crack extension[J]. Journal of Sound and Vibration, 2002, 257(3): 559–583.
- [12] Lee J H. Identification of multiple cracks using natural frequencies[J]. Journal of Sound and Vibration, 2009, 320(3):482–490.

[13] 王娇.叶片阻尼结构的振动分析方法及其阻尼抑振效果研究[D]. 沈阳:东北大学,2013.

WANG Jiao. Research on vibration analysis methods and vibration suppression effect of damping structure of blade[D].Shenyang: Northeastern University, 2013.(in Chinese)

- [14] Hung C F, Wj K O. Identification of modal parameters from measured output data using vector backward autoregressive model[J]. Journal of Sound and Vibration, 2002, 256(2):249-270.
- [15] 赵新光,陈长征,周勃.风力机叶片疲劳裂纹AE信号的小波变换优化方法[J].机械设计与制造,2013(9):190-192.
 ZHAO Xinguang, CHEN Changzheng, ZHOU Bo. Optimization wavelet transform of wind turbine blades cracks AE signal[J]. Machinery Design & Manufacture,2013(9): 190-192.(in Chinese)
- [16] 苏向荣.随机噪声对频谱校正精度的影响和结构小阻尼的精确估 计[D]. 汕头:汕头大学, 2003.

SU Xiangrong. The influence of random noise on the accuracy of spectrum correction and the accurate estimation of small damping of structure[D]. Shantou: Shantou University, 2003.(in Chinese)

- [17] Yin H P. A new theoretical basis for the bandwidth method and optimal power ratios for the damping estimation[J]. Systems and Signal Processing, 2008(22):1869–1881.
- [18] 靳子洋,陆永耕,张彬.特征模态函数双谱分析在叶片裂纹识别中 的应用[J].噪声与振动控制,2016,36(1):153-156.

JIN Ziyang, LU Yonggeng, ZHANG Bin. Application of eigenmode function bispectrum analysis in blade crack identification[J]. Noise and Vibration Control, 2016, 36(1): 153–156.(in Chinese)

[19] 刘涛, 王加亮, 张帅, 等. 基于遗传算法的平板叶片阻尼识别[J]. 机 械研究与应用, 2019, 32(3): 8-11, 16.

LIU Tao, WANG Jialiang, ZHANG Shuai, et al. Damping identification of plate blade based on genetic algorithm[J].Mechanical Research and Application, 2019, 32(3):8–11, 16. (in Chinese)

[20] 牛宏伟,文敏. 基于谐响应分析的叶片裂纹故障诊断方法[J]. 机械 研究与应用,2018,31(5): 21-23.

NIU Hongwei, WEN Min. Fault diagnosis method of blade crack based on harmonic response analysis[J].Mechanical Research and Application, 2018, 31(5):21-23.(in Chinese)

[21] 于梦瑶. 基于小波分析的通风机叶片裂纹故障诊断方法[D]. 北京: 北京工业大学, 2018.

YU Mengyao. Fault diagnosis method of fan blade with crack based on wavelet analysis[D]. Beijing: Beijing University of Technology, 2018.(in Chinese)

[22] 黄璐. 基于遗传算法的云计算任务调度算法研究[D]. 厦门: 厦门 大学, 2014.

HUANG Lu. A research on task scheduling algorithm of cloud computing based on genetic algorithm[D]. Xiamen: Xiamen University, 2014.(in Chinese)

[23] 任谢楠. 基于遗传算法的 BP 神经网络的优化研究及 MATLAB 仿 真[D]. 天津: 天津师范大学, 2014.

REN Xienan. Study on optimization of BP neural network based on genetic algorithm and MATLAB simulation[D]. Tianjin: Tianjin Normal University, 2014.(in Chinese)

[24] 欧卫华,唐东黎,闻斌.基于遗传算法优化的模糊神经网络车型识别[J]. 湖南工业大学学报, 2010,24(2):39-42.

OU Weihua, TANG Lidong, WEN Bin. The vehicle type identification by fuzzy neural network based on genetic algorithm optimization [J]. Journal of Hunan University of Technology, 2010, 24(2): 39-42. (in Chinese)

(编辑:程 海)