

应用振型识别叶片裂纹故障初探^{*}

徐可君 陈 华 江龙平

(海军航空技术学院航空机械系, 青岛, 266041)

摘 要: 给出了一种应用叶片的弯曲振型识别叶片裂纹的方法。假设叶片为无扭曲的矩形等截面悬臂梁, 同时将裂纹看成沿叶宽等深度扩展的开口裂纹, 最后对应用该法检测叶片裂纹的可行性进行了探讨并提出了建议。

主题词: 航空发动机, 叶片, 裂纹, 故障检测

分类号: V232.4

DISCUSSION OF DISTINGUISHING BLADE CRACKS ON VIBRATION MODELS

Xu Kejun Chen Hua Jiang Longping

(Dept. of Mechanical Engineering, Navy Aviation Technique Academy, Qingdao, 266041)

Abstract: A method for distinguishing the position and depth of cracks on the flexural vibration models in a blade is presented. It is assumed that the blade is a nontorsional beam with rectangular cross-section, and the open-cracks extend through the width of the beam with constant depth. Finally, discussion and suggestion are offered on a diagnostic system of blade cracks.

Subject terms: Aircraft engine, Blade, Crack, Fault detection

1 引 言

振动监(检)测中有待解决的问题是监测特征量对故障的敏感性和对故障部位及其严重程度的敏感性。应用固有频率识别叶片裂纹对于检测较为有效, 但对于监测较不敏感^[1,2], 而应用叶片的非线性特征尽管可有效的在监测中识别裂纹, 但对于故障部位及其严重程度, 目前却由于对疲劳裂纹开合机制还未完全掌握而难以精确的定量确定。本文结合其它的振动特性识别叶片裂纹, 初步分析了裂纹对叶片振型的影响。假设叶片为无扭曲的矩形等截面悬臂梁, 将裂纹看成沿叶宽等深度扩展的开口裂纹。

2 裂纹叶片固有振型的求解

2.1 叶片段传递矩阵

计算模型如图 1 所示, 由叶片运动微分方

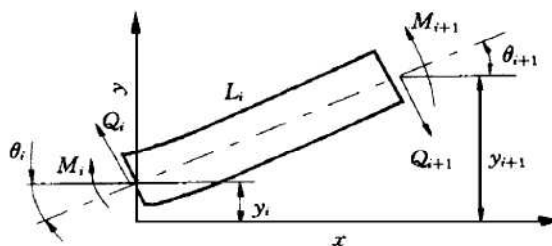


Fig. 1 The mathematical model for step matrix

程可得相应的振动弹性线方程,从而可解出截面的转角、变矩和剪力。假定该段起始端 ($x=0$) 的状态参数为已知,即得到用本段初始截面的力(剪力、弯矩)和位移(挠度、挠角)表示的状态参数方程组

$$\left. \begin{aligned} y(x) &= T_{11}y(0) + T_{12}\theta(0) + T_{13}M(0) + T_{14}Q(0) \\ \theta(x) &= T_{21}y(0) + T_{22}\theta(0) + T_{23}M(0) + T_{24}Q(0) \\ M(x) &= T_{31}y(0) + T_{32}\theta(0) + T_{33}M(0) + T_{34}Q(0) \\ Q(x) &= T_{41}y(0) + T_{42}\theta(0) + T_{43}M(0) + T_{44}Q(0) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中:

$$\begin{aligned} T_{11} &= \frac{1}{2}[\cos(kx) + \operatorname{ch}(kx)], & T_{12} &= \frac{1}{2k}[\sin(kx) + \operatorname{sh}(kx)], \\ T_{13} &= \frac{1}{2EJk^2}[\operatorname{ch}(kx) - \cos(kx)], & T_{14} &= \frac{1}{2EJk^3}[\operatorname{sh}(kx) - \sin(kx)], \\ T_{21} &= \frac{1}{2}k[\operatorname{sh}(kx) - \sin(kx)], & T_{22} &= \frac{1}{2}[\operatorname{ch}(kx) + \cos(kx)], \\ T_{23} &= \frac{1}{2EJk}[\sin(kx) - \operatorname{sh}(kx)], & T_{24} &= \frac{1}{2EJk^2}[\operatorname{ch}(kx) - \cos(kx)], \\ T_{31} &= \frac{1}{2}EJk^2[\operatorname{ch}(kx) - \cos(kx)], & T_{32} &= \frac{1}{2}EJk[\operatorname{sh}(kx) - \sin(kx)], \\ T_{33} &= \frac{1}{2}[\operatorname{ch}(kx) + \cos(kx)], & T_{34} &= \frac{1}{2k}[\operatorname{sh}(kx) - \sin(kx)], \\ T_{41} &= \frac{1}{2}EJk^3[\operatorname{sh}(kx) + \sin(kx)], & T_{42} &= \frac{1}{2}EJk^2[\operatorname{ch}(kx) - \cos(kx)], \\ T_{43} &= \frac{1}{2}k[\operatorname{sh}(kx) - \sin(kx)], & T_{44} &= \frac{1}{2}[\operatorname{ch}(kx) + \cos(kx)]. \end{aligned}$$

将本段右端 ($x=L_i$) 的状态参数写成矩阵形式

$$[y(L_{i+1}), \theta(L_{i+1}), M(L_{i+1}), Q(L_{i+1})]^T = T_i [y(L_i), \theta(L_i), M(L_i), Q(L_i)]^T$$

故叶片段传递矩阵即为

$$T_i = \begin{bmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} & T_{14} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} & T_{24} \\ T_{31} & T_{32} & T_{33} & T_{34} \\ T_{41} & T_{42} & T_{43} & T_{44} \end{bmatrix}_i$$

2.2 裂纹截面的传递矩阵

对裂纹所处截面,可以把它看成弹性铰形式的结构单元,如图 2 所示。据图 2 可得 $y_{i+1} = y_i$, $\theta_{i+1} = \theta_i + \bar{C}M_i$, $M_{i+1} = M_i$, $Q_{i+1} = Q_i$ 。这样,可得到裂纹截面的传递矩阵

$$P_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \bar{C} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}_i$$

其中, $\bar{C}$ (单面裂纹为 $\bar{C}_{zJ}$, 双面裂纹为 $\bar{C}_{zD}$) 为裂纹截面的相对等效柔度^[3]。

2.3 固有频率和振型的计算

叶片始端与终端状态参数间的关系为

$$[y(L), \theta(L), M(L), Q(L)]^T = B[y(0), \theta(0), M(0), Q(0)]^T \quad (2)$$

其中 B 为各叶片段传递矩阵与相邻结点点阵 (含裂纹截面的传递矩阵) 连乘乘积, 可表示为

$$B = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{13} & B_{14} \\ B_{21} & B_{22} & B_{23} & B_{24} \\ B_{31} & B_{32} & B_{33} & B_{34} \\ B_{41} & B_{42} & B_{43} & B_{44} \end{bmatrix}$$

将裂纹叶片的边界条件 $y(0) = 0, \theta(0) = 0, M(L) = 0, Q(L) = 0$, 代入式(2), 得到两个具有未知参数 $(M(0), Q(0))$ 的齐次方程组:

$$\begin{cases} B_{33}M(0) + B_{34}Q(0) = 0 \\ B_{43}M(0) + B_{44}Q(0) = 0 \end{cases} \quad (3)$$

只有当 $\Delta = B_{33}B_{44} - B_{34}B_{43} = 0$ 时, 式(3)才恒成立, 可求得裂纹叶片的各阶固有频率。将各阶固有频率代入式(2), 可求得相应的固有振型。

3 计算实例

计算了一裂纹叶片 (钢制矩形等截面悬臂梁) 的固有振型。叶片的几何和材料参数: 叶片长度 $L=0.1\text{m}$, 高度 $H=0.0025\text{m}$, 宽度 $B=0.012\text{m}$, 密度 $\rho=7860\text{kg/m}^3$, 弹性模量 $E=210\text{GN/m}^2$ 。

计算得到的无裂纹叶片和存在一个单面裂纹 ($r=a/h=0.3$, $s=L_1/L=0.3$, a 为裂纹深度, L_1 为裂纹离叶根的距离) 叶片的一、二阶弯曲振型, 绘于图 3, 4。由图可见, 在裂纹处, 弹性线曲率出现非连续性变化, 从而改变了振型。图中亦显示出, 裂纹对一阶弯曲振型的影响较二阶大。

4 结 论

(1) 裂纹将导致叶片振型曲率在裂纹截面处出现非连续性变化, 说明裂纹对叶片的振型有较大的影响, 应用振型测试法可有效地识别叶片裂纹的位置和深度。

(2) 应用固有频率及非线性特征法识别叶片裂纹可以有效地检测出裂纹总的影响效果 (位置、深度), 但不易于分离深度和位置。若应用振型测试法首先确定裂纹位置, 则可结合

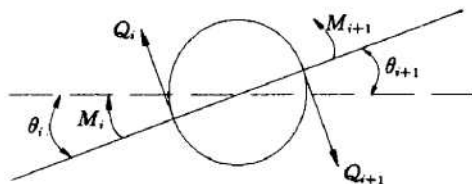


Fig. 2 The mathematical model for point matrix

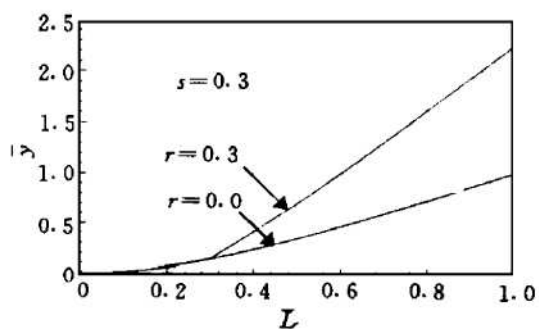


Fig. 3 The first flexural model of blade with one signal crack and non-crack

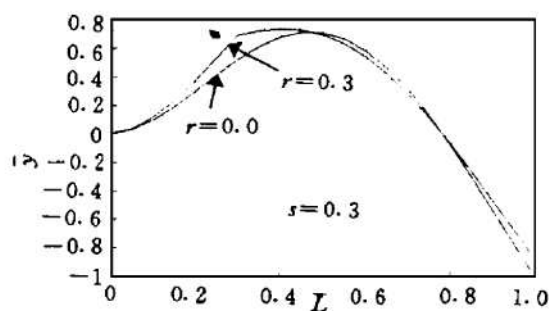


Fig. 4 The second flexural model of blade with one signal crack and non-crack

固有频率或非线性特征简单地求出裂纹的深度。

(3) 本文导出的传递矩阵法, 可从理论上精确的计算出叶片弹性线各点相对叶尖的关系, 因此, 若能进一步找出各点与裂纹位置和深度的内在联系 (裂纹振型响应函数), 基于叶片振型的固有关系, 实测中则不必求出叶片的振型, 而只需测得靠近叶根的某点与叶尖的相对位移, 即可解出叶片裂纹的位置和深度, 如此则可大大简化监 (检) 测程序, 易于工程实现。但所算的结果应与试验结果进行对比、修正, 故对此尚需进一步的理论和实验研究。

参 考 文 献

- 1 徐可君, 刘启洲. 裂纹叶片振动特性研究. 航空动力学报, 1974, 12 (2)
- 2 徐可君, 江龙平. 裂纹对叶片固有频率影响的分析. 推进技术, 1997, 18 (6)
- 3 徐可君, 孔祥鑫. 裂纹截面等效刚度估算. 海军航空技术学院学报, 1997 (1)