

涡轮叶片裂纹方位角的三维叶尖间隙动态响应特性研究

范博超¹, 张小栋^{1,2}, 熊逸伟¹, 黄鑫¹, 戴飞¹

(1. 西安交通大学机械工程学院, 710049, 西安;

2. 西安交通大学现代设计及转子轴承系统教育部重点实验室, 710049, 西安)

摘要: 针对叶尖定时故障诊断方法在检测叶片裂纹时仅关注一维信息、提取故障特征有限的不足, 利用叶尖间隙具有三维特征的特点, 提出了航空发动机涡轮叶-盘-轴耦合系统的三维叶尖间隙(3D-BTC)有限元模型。以该模型为基础, 分析了航空发动机涡轮叶片裂纹方位角对三维叶尖间隙的影响规律。首先, 建立了航空发动机涡轮叶-盘-轴耦合系统有限元模型; 其次, 在叶片尾缘处引入贯穿裂纹, 通过瞬态动力学分析计算了在不同横滚角、俯仰角裂纹作用下叶片的变形; 最后, 采用三维叶尖间隙计算方法获取了叶片三维叶尖间隙时域波形及频谱, 研究了航空发动机涡轮叶片裂纹方位角的三维叶尖间隙动态响应特性。计算结果表明: 裂纹的出现会降低叶片刚度, 从而影响叶片的三维叶尖间隙; 叶片三维叶尖间隙随裂纹横滚角的增大而减小, 随裂纹俯仰角的增大先减小后增大; 随着裂纹两类方位角变化, 不同测点位置的叶尖径向间隙基本谐波分量峰值变化率的差值最大为6.1%, 周向滑移角和轴向偏转角基本谐波分量峰值变化率的差值小于0.12%, 可见综合三维叶尖间隙能够更准确地反映裂纹信息。

关键词: 涡轮叶片; 裂纹; 三维叶尖间隙; 动态响应特性; 有限元分析

中图分类号: V232.4 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202407016 **文章编号:** 0253-987X(2024)07-0170-09

Dynamic Response Characteristics Analysis of 3D Blade Tip Clearance for Turbine Blade Crack Azimuth Angle

FAN Bochao¹, ZHANG Xiaodong^{1,2}, XIONG Yiwei¹, HUANG Xin¹, DAI Fei¹

(1. School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China; 2. Key Laboratory of

Education Ministry for Modern Design and Rotor-Bearing System, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: In view of the insufficiency that blade tip timing (BTT) fault diagnosis method only focuses on one-dimensional information and has limited extraction of fault features in detecting blade cracks, a three-dimensional blade tip clearance (3D-BTC) finite element model of aero-engine turbine blade-disk-shaft coupling system is proposed based on the 3D characteristics of blade tip clearance (BTC). Based on this model, the effect of aero-engine turbine blade crack azimuth angle on 3D-BTC is analyzed. Firstly, a finite element model of an aero-engine turbine blade-disk-shaft coupling system is established. Then the through crack is introduced at the trailing edge of the blade, and the blade deformation under the influence of cracks at different roll

angles and pitch angles is calculated through transient dynamics analysis. Finally, the 3D-BTC calculation method is used to obtain the time domain waveform and spectrum of the 3D-BTC and study the 3D-BTC dynamic response characteristics of the aero-engine turbine blade crack azimuth angle. The results show that the crack reduces the blade stiffness and affects the 3D-BTC. The 3D-BTC decreases with the increase of crack roll angle, and decreases first and then increases with the increase of crack pitch angle. With the change of the crack azimuth angles, the difference of the basic harmonic component peak change rate of radial tip clearance at different measuring points is up to 6.1%. The difference of the basic harmonic component peak change rate of circumferential deflection angle and axial deflection angle is less than 0.12%. The information on blade cracks can be obtained more accurately based on the 3D-BTC.

Keywords: turbine blade; blade crack; three-dimensional blade tip clearance; dynamic response characteristic; finite element analysis

航空发动机是飞机飞行的动力来源,其健康状况直接影响到飞机运行时的安全性与稳定性。在航空发动机结构中,涡轮叶片作为功能转换的关键部件,在工作时往往会受到较高温度、气动、离心等多种载荷的影响,极大增加了叶片发生故障的概率。其中,由高周疲劳、低周疲劳以及异物损伤所导致的叶片裂纹是其主要故障表现形式,若未能在早期阶段及时对其进行监测,裂纹将不断扩展导致叶片断裂,严重影响整个发动机的性能。因此,对叶片裂纹故障进行监测和诊断具有重要意义。由于叶片裂纹的故障特征较为微弱,且容易淹没在叶-盘-轴系统的耦合振动当中,导致基于转子振动信号的传统故障诊断方法难以检测叶片裂纹,因此需要研究更为有效的叶片裂纹监测方法。

在现有的叶片健康监测技术当中,以叶尖定时为代表的叶片振动监测技术应用广泛^[1-3]。针对叶尖定时测量信号的欠采样特性,Chen等^[4-6]提出了基于香农采样定理和小波包分析的均匀欠采样叶片振动信号重构方法,以及基于周期非均匀采样定理的非均匀欠采样叶片振动信号重构方法。此外,压缩感知理论和稀疏表示方法与叶尖定时的结合,进一步实现了对叶片多频振动的分析^[7-8]。Wu等^[9]提出了一种利用叶尖定时数据进行裂纹检测的方法,并采用频率和叶片间距作为裂纹诊断指标。Wang等^[10]提出了一种通过重用采样数据,扩展快照矩阵的改进多重信号分类(MUSIC)算法,有效地从叶尖定时的欠采样信号中识别出了振动频率分量。Wang等^[11]提出了子空间降维 MUSIC 算法,通过降低噪声子空间的维数显著减少了算法的运行时间。Liu等^[12]提出了一种 MUSIC 算法的重构条

件,在不扩展快照矩阵的情况下克服了频谱混叠,降低了计算复杂度。然而,叶片振动或叶尖定时测量方法仅关注叶片的周向振动信息。在航空发动机的实际运行过程中,裂纹会导致叶片在三维空间发生变形,因此从叶片的一维振动信号中提取的故障特征难以全面反映叶片裂纹信息。

叶尖间隙是影响航空发动机性能和安全性的核心参数^[13],其动态特性包含了航空发动机叶片的运行状态和故障信息。贾丙辉等^[14-15]基于简化数学模型研究了转子裂纹和转子振动对高压涡轮叶尖间隙变化规律的影响。沈响响等^[16]建立了简化的叶尖间隙动态变化模型,分析了叶尖间隙变化机理。Wang等^[17]采用有限元方法研究了不同类型和深度裂纹作用下涡轮盘的叶尖特性。但上述研究仅关注叶尖径向间隙的变化,同样只包含叶片一维故障信息,从中提取的故障特征有限。

为此,Teng等^[18]提出了航空发动机涡轮叶片三维叶尖间隙的概念,通过有限元模型分析了叶片在典型载荷及尾缘贯穿裂纹作用下三维叶尖间隙的变化特征。Xie等^[19-21]基于双圈同轴式光纤束设计了三基元光纤检测探头,建立了三维叶尖间隙光纤动态测量系统,实现了三维叶尖间隙的精确测量。此外,黄鑫等^[22]提出了一种基于改进深度信念网络的三维叶尖间隙叶片裂纹特征提取与诊断方法。Zhang等^[23]建立了涡轮叶片有限元模型,采用流-热-固耦合分析计算了在典型叶片裂纹作用下叶片三维叶尖间隙的动态特性,结果表明,基于三维叶尖间隙能够准确表征裂纹故障信息。然而,以往的研究为简化计算常采用循环对称的方式建立叶-盘-轴耦合系统的物理模型或仅针对单一叶片进行模拟分

析,未考虑叶-盘-轴系统的耦合振动,且多数研究也仅针对裂纹深度及位置进行了仿真分析。由于裂纹扩展角度存在随机性,因此有必要进一步探讨裂纹方位角对叶片三维叶尖间隙的影响规律。

综上,本文建立了航空发动机叶-盘-轴耦合系统有限元模型,并在叶片结构强度较低的尾缘处引入了典型贯穿裂纹。在此基础上,对不同裂纹方位角的模型进行了瞬态动力学分析,通过对比叶片三维叶尖间隙时域波形及频谱,分析了不同横滚角、俯仰角裂纹的三维叶尖间隙动态响应特性。

1 叶-盘-轴耦合系统有限元模型

1.1 模型几何参数

由于航空发动机工作环境恶劣,高温、高压、高转速的工作环境难以通过实验进行还原。同时,航空发动机涡轮叶片表面承受的复杂载荷也使得三维叶尖间隙的理论推导较为困难。因此,本文采用有限元仿真来模拟航空发动机涡轮叶片的实际工作环境,从而研究不同裂纹方位角对叶片三维叶尖间隙的影响规律。

在航空发动机运行时,叶片三维叶尖间隙不仅会受到叶片裂纹的影响,而且叶-盘-轴系统耦合振动也会导致三维叶尖间隙发生变化。因此,本文建立了简化的叶-盘-轴耦合系统三维几何模型,如图 1 所示。几何模型由 12 扇叶片、轮盘以及转轴 3 部分组成,模型各部件的几何尺寸及材料参数如表 1、表 2 所示。

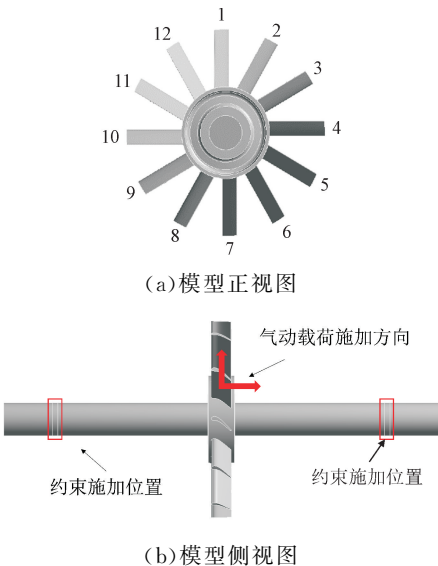


图 1 叶-盘-轴耦合系统几何模型
Fig. 1 Geometric model of blade-disk-shaft coupling system

表 1 模型几何尺寸

Table 1 Geometric dimensions of the model

部件	长度/cm	厚度/cm	半径/cm	安装角/(°)
转轴	40		1.5	
轮盘		3.5	4	
叶片	5			30

表 2 模型材料参数

Table 2 Material parameters of the model

部件	弹性模量/ ($\text{N} \cdot \text{m}^{-2}$)	密度/ ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	泊松比
转轴	2.06×10^{11}	7.85×10^3	0.3
轮盘	2.06×10^{11}	7.85×10^3	0.3
叶片	2.04×10^{11}	8.24×10^3	0.3

由于航空发动机涡轮叶片尾缘较薄,结构强度相对较低,在高温、高压、高转速的工作环境下容易出现疲劳裂纹,因此本文在叶片尾缘处引入贯穿裂纹^[24],研究裂纹方位角对叶片三维叶尖间隙的影响。同时,在涡轮运行时,旋转叶片将承受径向离心应力以及可分解到周向和轴向的燃气冲击力,导致叶片产生径向变形以及周向和轴向的弯曲,因此,基于上述两个方向的弯曲应力,本文考虑了两类裂纹方位角,如图 2 所示。两者分别由水平面绕裂纹前缘坐标系的 z 轴与 y 轴旋转一定角度而来,并以飞行器姿态角中的横滚角和俯仰角命名。

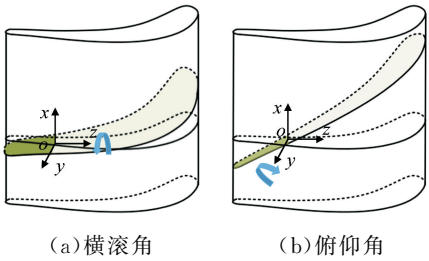


图 2 裂纹方位角示意图

Fig. 2 Schematic of crack azimuth angle

1.2 网格划分及模型验证

将耦合系统三维模型导入 ANSYS 瞬态动力学分析模块,并对其进行网格划分,如图 3 所示。根据模型结构特点,在轮盘处生成四面体网格,在转轴和叶片处生成六面体网格。为提高计算精度,对含裂纹叶片进行了切割以及局部网格加密,如图 4 所示。由于裂纹尖端应力场的奇异性,在裂纹周围区域采用四面体网格,并对其进行细化。采用网格数为 5.8 万、8.7 万和 11.6 万的有限元模型进行网格无

关性验证,对比相同工况下模型中叶片三维叶尖间隙的频域基本谐波分量幅值。结果发现,当网格数超过 5.8 万时,结果相差在 1.2% 以内,表明 5.8 万网格数能够满足叶片三维叶尖间隙的计算要求。

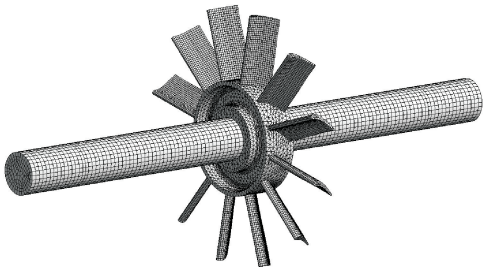


图 3 有限元模型网格划分

Fig. 3 Mesh of the finite element model

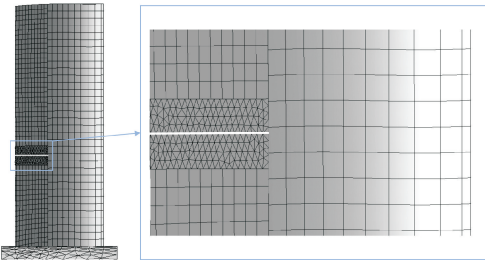


图 4 含贯穿裂纹叶片网格划分

Fig. 4 Mesh of the blade with the through crack

叶-盘-轴耦合系统有限元模态分析与锤击实验所获前三阶固有频率如表 3 所示。由表可以看出,两者最大误差为 2.8%,表明本模型可用于后续动态响应的计算。

表 3 仿真与实验所获固有频率

Table 3 Natural frequency by simulation and experiment

阶数	仿真固有 频率/Hz	实验固有 频率/Hz	误差/%
1	58.5	59.6	1.9
2	313.5	316.8	1.1
3	713.4	693.6	2.8

1.3 载荷及边界条件

为模拟涡轮叶片所承受的温度载荷^[25],对模型叶片进行 900 ℃ 的温度加载。由于本文仅研究裂纹角度单独变化对三维叶尖间隙的影响,因此未考虑叶片表面的非均匀温度分布,从而控制其余变量的一致性。此外,固定叶片整流产生的气流尾流是叶片振动最主要的激励源之一,为了模拟涡轮叶片的高压工作环境,根据文献[26]中气动激振力的推导方法,将燃气冲击力分解为一对作用方向相互垂直的正弦力施加在模型叶片的压力侧表面,如图 1(b)

所示。其中,作用于叶片旋转方向的正弦力幅值为 60 N,作用于转轴轴向方向的正弦力幅值为 5 N。气动载荷可表示为

$$F_a = P_0 + \sum_{K_j=1}^{\infty} P_{K_j} \sin(K_j N_s \Omega t) \tag{1}$$

其中: P_0 为气动载荷的直流分量; K_j 为气动载荷阶数; P_{K_j} 为气动载荷幅值; N_s 为静叶片数量; Ω 为转速; t 为时间。

为了简化计算,本文忽略气动载荷的直流分量,且仅考虑第一阶气动载荷,即 $P_0 = 0, K_j = 1$ 。为减少仿真时长,设置静叶片数量 $N_s = 3$ 。根据叶-盘-轴耦合系统模型实际的安装情况,在转轴的两端分别施加了远端位移约束,如图 1(b) 所示,并在转轴上施加转速 $\Omega = 6\,000\text{ r/min}$ 用于模拟离心载荷,气动载荷频率 $f = 300\text{ Hz}$ 。

2 3D-BTC 计算方法

涡轮叶片运行时需承受高温高速燃气冲刷所产生的温度载荷、气动载荷以及涡轮高速旋转所引起的离心载荷。在多种载荷作用下,叶片会出现弯曲和扭转变形,导致叶尖不仅在径向上与机匣的距离发生改变,其在沿转轴的轴向和周向方向也会发生偏转,使得涡轮叶尖间隙具有空间三维特征。

为更好地描述叶尖间隙在空间中的变化,Teng 等^[18]引入了径向间隙 h 、轴向偏转角 α 和周向滑移角 β ,以上 3 个特征参量共同构成了三维叶尖间隙,示意图如图 5 所示,其中径向间隙 h 表示叶尖端面到机匣内表面的径向距离,轴向偏转角 α 表示叶尖端面与转子轴向方向的夹角,周向滑移角 β 表示叶尖端面与转子转动方向的夹角。

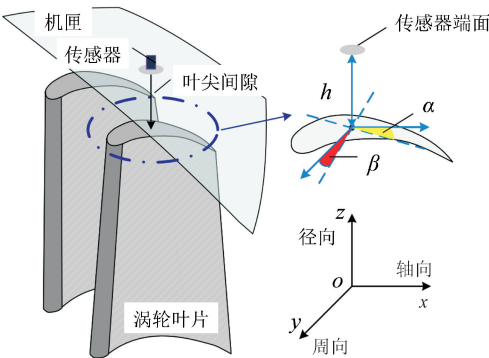


图 5 三维叶尖间隙示意图

Fig. 5 Schematic of the 3D-BTC

为了从有限元分析模型中获取叶片三维叶尖间隙的变化情况,需要建立叶片变形与三维叶尖间隙

之间的数值关系。本文在叶片叶尖端面的前缘与尾缘各取一组按等腰三角形排列的测点^[19],在仿真过程中记录叶尖端面的变形量,测点布置如图 6 所示。其中,尾缘测点在水平和垂直方向的距离为 1 mm,前缘测点间相距 2 mm。

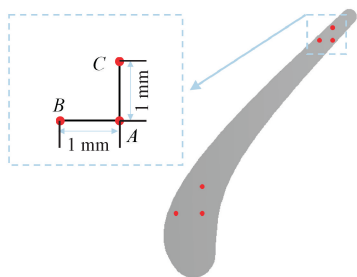


图 6 测点布置

Fig. 6 Probes arrangement

通过采集测点数据,并根据文献[18]中提出的三维叶尖间隙计算方法,即可求得叶-盘-轴系统与裂纹耦合振动作用下叶片三维叶尖间隙的变化情况。三维叶尖间隙计算公式如下

$$\alpha = \arcsin\left(\frac{\mathbf{e}_y \mathbf{n}}{\|\mathbf{e}_y\| \|\mathbf{n}\|}\right) \quad (2)$$

$$\beta = \arcsin\left(\frac{\mathbf{e}_x \mathbf{n}}{\|\mathbf{e}_x\| \|\mathbf{n}\|}\right) \quad (3)$$

$$h = |a_{z_1}| + q \quad (4)$$

式中: $\mathbf{e}_y$ 、 $\mathbf{e}_x$ 为转轴轴向和周向向量; $\mathbf{n}$ 为叶片变形后叶尖端面的法向量; a_{z_1} 为叶尖端面变形后 A 点的 z 轴坐标; q 为叶尖径向间隙预留值。

3 叶片裂纹的 3D-BTC 动态响应特性

3.1 横滚角裂纹的 3D-BTC 动态响应特性

在叶片尾缘处依次引入 4 种横滚角的贯穿裂纹,如图 7 所示。其中,裂纹深度为 5 mm,裂纹前沿中心距叶根平面 5 mm。

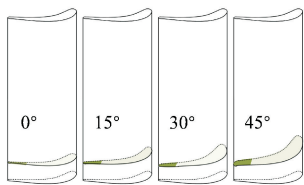


图 7 不同横滚角的裂纹叶片

Fig. 7 Blades with cracks at different roll angles

含 45°横滚角裂纹叶片在一个气动载荷周期内的位移云图如图 8 所示。可以观察到,叶片的最大位移发生在叶尖处;由于裂纹位于叶片尾缘,其变形量大于叶片前缘;叶片最大位移随气动载荷的改变

呈现先增后减的周期性变化。

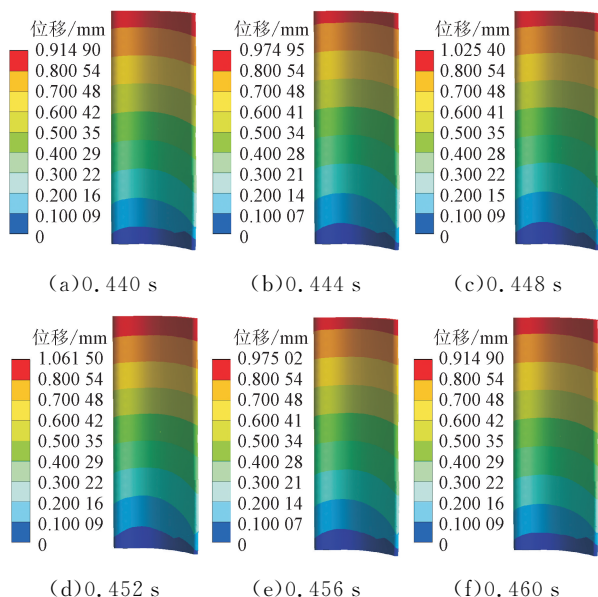
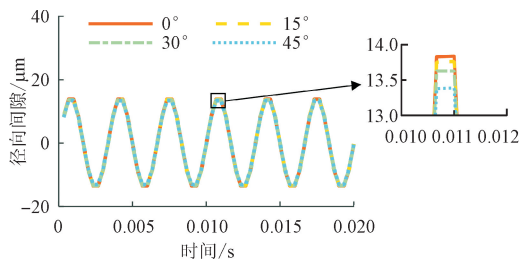


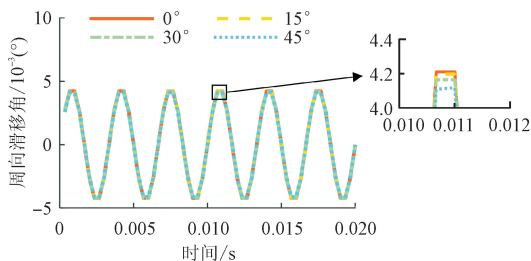
图 8 含 45°横滚角裂纹叶片位移云图

Fig. 8 Displacement map of blade with 45° crack roll angle

在不同横滚角裂纹作用下,叶尖端面尾缘测点采集的三维叶尖间隙时域波形如图 9 所示。可以看出,不同裂纹叶片的三维叶尖间隙呈现同步变化,且从局部图中可以观察到,三维叶尖间隙的幅值均随着裂纹横滚角的增大而逐渐减小,表明裂纹破坏了叶片的完整性,从而影响了叶片刚度,导致叶片振动加剧;0°的横向裂纹造成的刚度降低最为显著,其三维叶尖间隙时域波形变化范围最大;随着横滚角的增大,裂纹对叶片刚度的影响逐渐减弱。由图 9(b)、(c)可知,相比于轴向偏转角,周向滑移角的时域波形变化范围更大,对裂纹横滚角的变化更为敏感。



(a) 径向间隙



(b) 周向滑移角

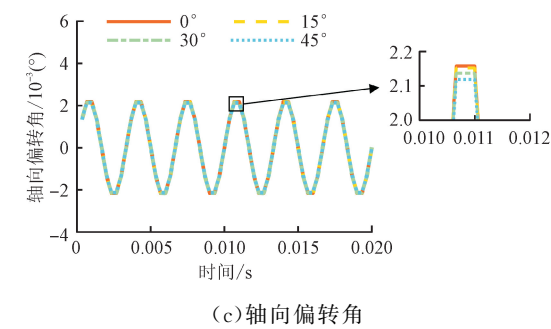


图 9 不同横滚角裂纹叶片的三维叶尖间隙时域波形
Fig. 9 Time domain waveforms of 3D-BTC in blades with cracks at different roll angles

不同横滚角裂纹叶片的尾缘三维叶尖间隙响应频谱如图 10 所示。三维叶尖间隙信号中,主要频率为与气动载荷相关的基本谐波分量 f 。由局部图可知,随着裂纹横滚角的不断增大,三维叶尖间隙频率响应的峰值呈现逐渐减小的趋势。这表明横向裂纹引起的刚度降低更大,导致系统产生了更强的振动能量,随着横滚角逐渐增加,系统振动能量逐渐减弱,频谱峰值随之下降。

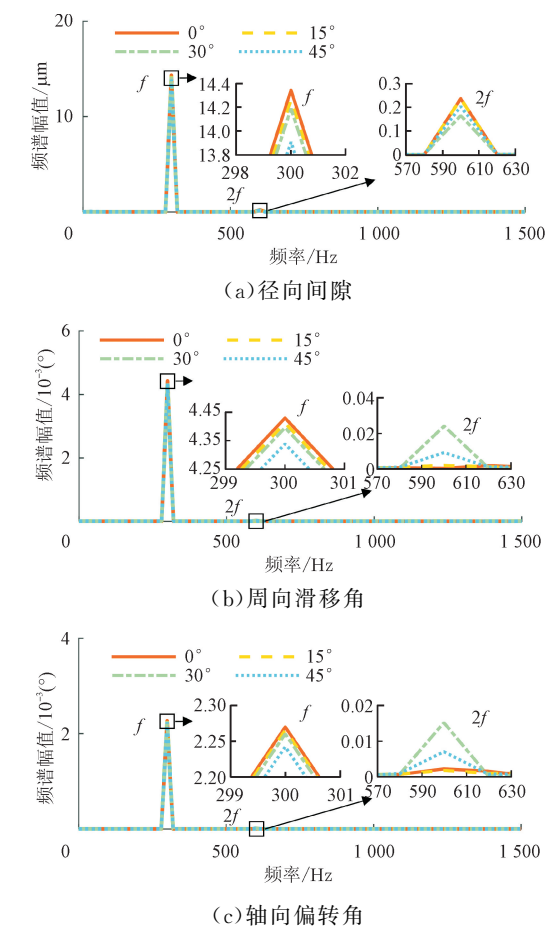


图 10 不同横滚角裂纹叶片的三维叶尖间隙响应频谱
Fig. 10 Response spectrums of 3D-BTC in blades with cracks at different roll angles

此外,裂纹的呼吸效应引发了叶片的非线性振动,频谱中出现了超谐波分量 $2f$ 。在叶-盘-轴系统的耦合作用下,正常叶片频谱中也会存在超谐波分量,但由裂纹引起的振动局部化,使得裂纹叶片的超谐波频率分量峰值远大于正常叶片。

叶尖端面尾缘和前缘处的三维叶尖间隙基本谐波分量 f 的峰值随裂纹横滚角的变化情况如图 11 所示。由于裂纹处于叶片尾缘,尾缘处三维叶尖间隙频谱峰值稍大。由图 11(a)可知,在不同横滚角裂纹的作用下,前缘与尾缘处的径向间隙频谱峰值呈现相反的变化,变化率差值为 6.1%。然而,如图 11(b)、(c)所示,随着裂纹横滚角的线性增加,周向滑移角及轴向偏转角的频谱峰值均逐渐减小,且不同测点位置获得的数据变化趋势基本一致,变化率差值小于 0.12%。这表明单一叶尖径向间隙对裂纹的检测容易受到测点位置的影响,而综合三维叶尖间隙的变化情况能够更准确地反映裂纹信息。

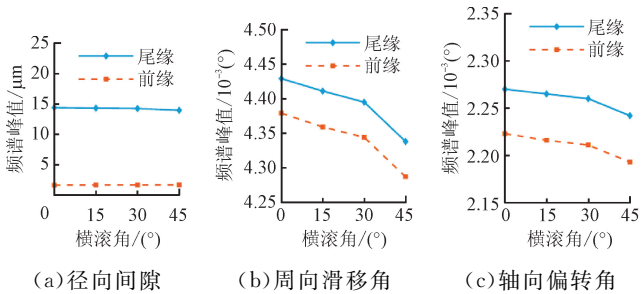


图 11 不同横滚角裂纹叶片的三维叶尖间隙频谱峰值
Fig. 11 Spectral peaks of 3D-BTC in blades with cracks at different roll angles

3.2 俯仰角裂纹的 3D-BTC 动态响应特性
在叶片尾缘依次引入 4 种俯仰角的贯穿裂纹,如图 12 所示。其中,裂纹前沿的位置和深度保持不变,距叶根平面 10 mm,深度为 5 mm。

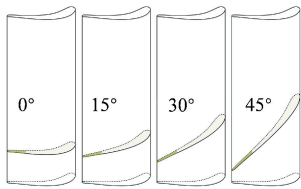


图 12 不同俯仰角的裂纹叶片
Fig. 12 Blades with cracks at different pitch angles

含 45°俯仰角裂纹叶片在一个气动载荷周期内的位移云图如图 13 所示。可以看出,叶片最大位移位于叶尖处,且叶片尾缘变形量稍大于前缘。同样

地,叶片最大位移随气动载荷呈现先增后减的规律性变化,但其最大位移的变化范围略小于含 45° 横滚角裂纹叶片。这表明横滚角裂纹对叶片刚度的影响更为显著,导致叶片变形更加明显。

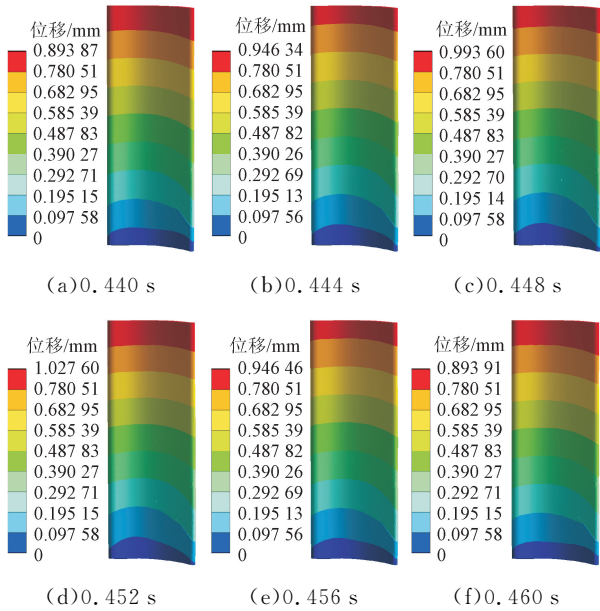


图 13 含 45° 俯仰角裂纹叶片位移云图

Fig. 13 Displacement map of blade with 45° crack pitch angle

在不同俯仰角裂纹的作用下,裂纹叶片叶尖端面的尾缘三维叶尖间隙时域波形如图 14 所示。可以看出,不同裂纹叶片的三维叶尖间隙均呈现出同步的变化,但相比于裂纹横滚角对三维叶尖间隙的影响,随着裂纹俯仰角的增大,三维叶尖间隙产生的变化较为微弱,且从局部图中无法总结出三维叶尖间隙随裂纹俯仰角变化的一致规律。

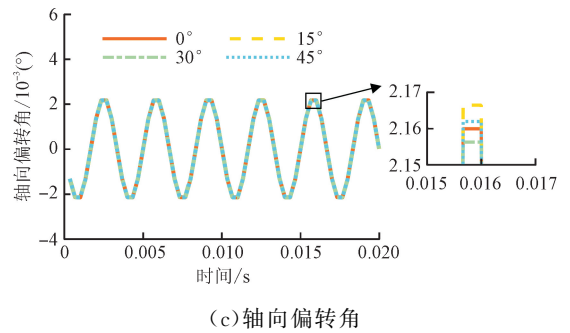
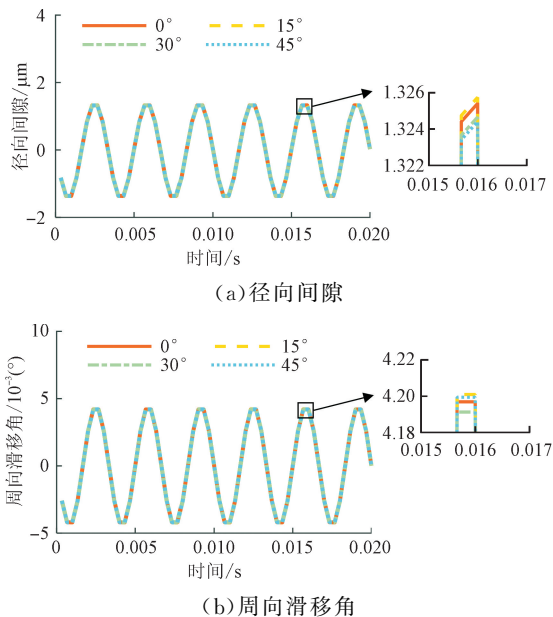


图 14 不同俯仰角裂纹叶片的三维叶尖间隙时域波形

Fig. 14 Time domain waveforms of 3D-BTC in blades with cracks at different pitch angles

相比于叶片三维叶尖间隙时域波形,其频谱特征对裂纹俯仰角的变化则具有更为明显的规律性响应。不同俯仰角裂纹作用下叶尖端面的尾缘三维叶尖间隙频谱如图 15 所示,从中可以观察到三维叶尖间隙频谱中与气动载荷相关的基本谐波分量 f 以及呼吸裂纹引发的超谐波分量 $2f$ 。

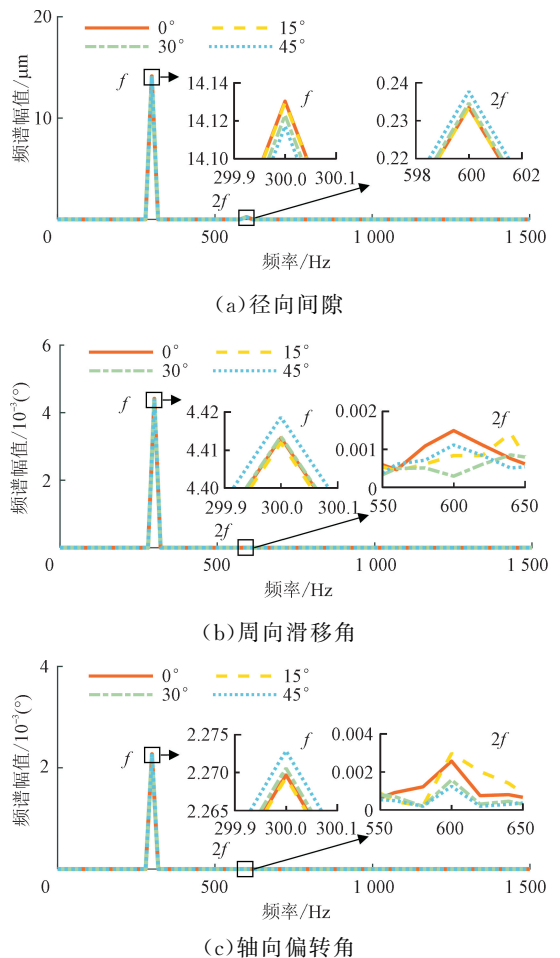


图 15 不同俯仰角裂纹叶片的三维叶尖间隙响应频谱

Fig. 15 Response spectrums of 3D-BTC in blades with cracks at different pitch angles

由图 15(a)可知, 径向间隙的频谱峰值随裂纹俯仰角的增大而逐渐减小。由图 15(b)、(c)可以观察到, 周向滑移角和轴向偏转角的频谱峰值随裂纹俯仰角的增大呈现先减小后增大的规律。

叶片尾缘和前缘处的三维叶尖间隙频谱峰值随裂纹俯仰角的变化情况如图 16 所示。同样地, 由于裂纹位置靠近叶片尾缘, 叶片尾缘测点处的三维叶尖间隙频谱峰值较大。由图 16(a)可知, 不同测点处的叶尖径向间隙频谱峰值并未随裂纹俯仰角的变化而产生一致的改变, 变化率差值为 4.9%。但通过观察图 16(b)、(c)可以发现, 前缘与尾缘处的周向滑移角和轴向偏转角均随裂纹俯仰角逐渐增大而呈现出先减小后增大的变化趋势, 变化率差值小于 0.09%, 两者在 15°附近存在转折点。上述结果再次说明, 相比于一维的叶尖径向间隙, 叶片三维叶尖间隙的鲁棒性较强, 更有利于叶片裂纹的监测诊断。

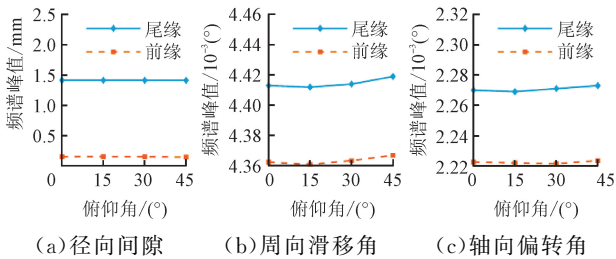


图 16 不同俯仰角裂纹叶片的三维叶尖间隙频谱峰值
Fig. 16 Spectral peaks of 3D-BTC in blades with cracks at different pitch angles

4 结 论

(1) 三维叶尖间隙时域信息可以准确反映裂纹横滚角的变化, 对裂纹俯仰角改变的敏感度较低。随着横滚角线性增大, 裂纹对叶片刚度的影响逐渐减弱, 三维叶尖间隙时域波形的振幅也随之减小。

(2) 三维叶尖间隙频域信息对贯穿裂纹的两类方位角均有明显的规律性响应。横向裂纹对叶片刚度的影响最为显著, 随着横滚角线性增大, 裂纹引起的刚度降低逐渐减弱, 系统振动能量下降, 基本谐波分量 f 的峰值随之减小。随着俯仰角线性增大, 基本谐波分量 f 的峰值先减后增, 在 15°附近存在转折点。

(3) 叶尖径向间隙容易受到测点位置因素的影响, 随着裂纹两类方位角变化, 叶尖端面前缘和尾缘处叶尖径向间隙基本谐波分量峰值变化率的差值最大为 6.1%, 周向滑移角和轴向偏转角受测点位置的影响较小, 变化率的差值小于 0.12%, 综合三维叶尖

间隙能够更准确地反映叶片裂纹方位角的变化。

本文所获结论具有普适性, 此外, 本文仅针对两类裂纹单独作用的情况进行了探讨, 而研究两类裂纹共同作用下叶片三维叶尖间隙的响应特性, 可更全面地描述裂纹对叶片三维叶尖间隙的影响, 这将是下一步需要开展的工作。

参考文献:

[1] 刘美茹, 朱靖, 梁恩波, 等. 基于叶尖定时的航空发动机压气机叶片振动测量 [J]. 航空动力学报, 2019, 34(9): 1895-1904.
LIU Meiru, ZHU Jing, LIANG Enbo, et al. Vibration measurement on compressor rotor blades of aero-engine based on tip-timing [J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(9): 1895-1904.
[2] CHEN Zhongsheng, SHENG Hao, XIA Yemei, et al. A comprehensive review on blade tip timing-based health monitoring: status and future [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2021, 149: 107330.
[3] DU TOIT R G, DIAMOND D H, HEYNS P S. A stochastic hybrid blade tip timing approach for the identification and classification of turbomachine blade damage [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2019, 121: 389-411.
[4] CHEN Zhongsheng, YANG Yongmin, XIE Yong, et al. Non-contact crack detection of high-speed blades based on principal component analysis and Euclidian angles using optical-fiber sensors [J]. Sensors and Actuators: A Physical, 2013, 201: 66-72.
[5] CHEN Zhongsheng, YANG Yongmin, GUO Bin, et al. Blade damage prognosis based on kernel principal component analysis and grey model using subsampled tip-timing signals [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part C Journal of Mechanical Engineering Science, 2014, 228(17): 3178-3185.
[6] HU Zheng, LIN Jun, CHEN Zhongsheng, et al. A non-uniformly under-sampled blade tip-timing signal reconstruction method for blade vibration monitoring [J]. Sensors, 2015, 15(2): 2419-2437.
[7] WU Shuming, ZHAO Zhibin, YANG Zhibo, et al. Physical constraints fused equiangular tight frame method for blade tip timing sensor arrangement [J]. Measurement, 2019, 145: 841-851.
[8] LIN Jun, HU Zheng, CHEN Zhongsheng, et al. Sparse reconstruction of blade tip-timing signals for multi-mode blade vibration monitoring [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2016, 81: 250-258.

- [9] WU Shuming, WANG Zengkun, LI Haoqi, et al. Blade crack detection using blade tip timing [J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2021, 70: 1-13.
- [10] WANG Zengkun, YANG Zhibo, WU Shuming, et al. An improved multiple signal classification for nonuniform sampling in blade tip timing [J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2020, 69(10): 7941-7952.
- [11] WANG Zengkun, YANG Zhibo, LI Haoqi, et al. Robust sparse representation model for blade tip timing [J]. Journal of Sound and Vibration, 2021, 500: 116028.
- [12] LIU Zhibo, DUAN Fajie, NIU Guangyue, et al. Reconstruction of blade tip-timing signals based on the MUSIC algorithm [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2022, 163: 108137.
- [13] 段发阶, 牛广越, 周琦, 等. 航空发动机叶尖间隙在线测量技术研究综述 [J]. 航空学报, 2022, 43(9): 74-100.
DUAN Fajie, NIU Guangyue, ZHOU Qi, et al. A review of online blade tip clearance measurement technologies for aeroengines [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(9): 74-100.
- [14] 贾丙辉, 冯勇, 闫国栋, 等. 转子裂纹对叶尖间隙动态变化规律的影响 [J]. 振动、测试与诊断, 2016, 36(6): 1153-1160.
JIA Binghui, FENG Yong, YAN Guodong, et al. The influence of rotor crack on dynamic changes rule of turbine tip clearance [J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2016, 36(6): 1153-1160.
- [15] JIA Binghui, ZHANG Xiaodong. Study on effect of rotor vibration on tip clearance variation and fast active control of tip clearance [J]. Advanced Materials Research, 2010, 139-141: 2469-2472.
- [16] 沈响响, 陈果, 胡伟, 等. 基于叶尖间隙测量的航空发动机转子振动预测 [J]. 航空动力学报, 2022, 37(12): 2840-2850.
SHEN Xiangxiang, CHEN Guo, HU Wei, et al. Vibration prediction of aero-engine rotor based on tip clearance measurement [J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(12): 2840-2850.
- [17] WANG Dong, CAO Hongrui, ZHANG Yingying. Blade tip characteristics of turbine disks with cracks [J]. Engineering Failure Analysis, 2022, 133: 105960.
- [18] TENG Fei, ZHANG Xiaodong, XIE Siying. Research on variation mechanism of three-dimensional blade tip clearance of aero-engine [C]//2016 13th International Conference on Ubiquitous Robots and Ambient Intelligence (URAI). Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2016: 1-6.
- [19] XIE Siying, ZHANG Xiaodong, WU Bing, et al. Output characteristics of two-circle coaxial optical fiber bundle with regard to three-dimensional tip clearance [J]. Optics Express, 2018, 26(19): 25244-25256.
- [20] XIE Siying, ZHANG Xiaodong, XIONG Yiwei, et al. Demodulation technique for 3-D tip clearance measurements based on output signals from optical fiber probe with three two-circle coaxial optical fiber bundles [J]. Optics Express, 2019, 27(9): 12600-12615.
- [21] ZHANG Xiaodong, XIONG Yiwei, XIE Siying, et al. Optical-fiber-based dynamic measurement system for 3D tip clearance of rotating blades [J]. Optics Express, 2019, 27(22): 32075-32095.
- [22] 黄鑫, 张小栋, 张英杰, 等. 基于改进DBNs的三维叶尖间隙叶片裂纹诊断方法 [J]. 振动、测试与诊断, 2022, 42(2): 213-219.
HUANG Xin, ZHANG Xiaodong, ZHANG Yingjie, et al. Fault diagnosis for three-dimension blade tip clearance based on turbine blade crack by new improved deep belief networks [J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2022, 42(2): 213-219.
- [23] ZHANG Xiaodong, XIONG Yiwei, HUANG Xin, et al. Dynamic characteristics analysis of 3D blade tip clearance for turbine blades with typical cracks [J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2022, 2022: 9024739.
- [24] LIU He, YANG Xiaoguang, LI Shaolin, et al. A numerical approach to simulate 3D crack propagation in turbine blades [J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2020, 171: 105408.
- [25] 陈英涛, 梁书伟, 艾延廷, 等. 变温循环冷气对涡轮导叶寿命影响 [J/OL]. 航空动力学报: 1-14 [2023-08-05]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20220834>.
CHEN Yingtao, LIANG Shuwei, AI Yanting, et al. Influence of variable temperature circulating air on turbine guide vane life [J/OL]. Journal of Aerospace Power: 1-14 [2023-08-05]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20220834>.
- [26] 于贵齐. 燃气轮机涡轮叶片气动载荷与动态特性研究 [D]. 大连: 大连理工大学, 2011.

(编辑 亢列梅)