

# 基于叶尖定时技术分析叶片非整阶次振动\*

Analysis of Blade Asynchronous Vibrations by Blade Tip Timing

胡伟 王磊 米江 / 沈阳发动机设计研究所

摘 要:介绍了非接触叶尖定时技术分析航空发动机转子叶片非整阶次振动,通过数值仿真结果与实测结果对 比,验证了相关分析方法可有效的分析叶片非整阶次振动。详细介绍了某发动机台架试车转子叶片非整阶次振 动测量实例。

关键词:非整阶次振动;行波振动;振动频率 Keywords: asynchronous vibration; travelling wave vibration; vibration frequency

## 0引言

随着高推重比航空发动机的发展, 在提高性能,简化结构、降低重量的同 时,使得风扇和压气机叶片的气动负荷 越来越高,风扇和压气机气流诱发叶片 振动的气动弹性问题变得尤为严重。气 流诱发的振动通常是非整阶次振动,即 叶片振动频率与转速频率不为整数倍。 典型的非整阶次振动包括不稳定的颤 振、旋转失速及声音响应等。

颤振是叶盘系统不稳定的自激振动,与系统的基本模态相关联,并接近 叶片固有频率,相对于旋转参考系颤振 特征是包含一个或多个不同节径的周 向行波。

据国外资料报道,多级高压压气机 的第一级转子叶片易发生高幅值振动, 该振动的激励源与第一级叶尖范围气 流不稳定性有关,涡流脱落产生旋转的 压力波为激励源,相对叶片以低于转速 的速度移动,类似旋转失速。此时叶片 振动频率不是转速整数倍,叶片非整阶 次振动测量分析尤显重要。 本文主要介绍了基于非接触叶尖 定时技术,叶盘行波振动分析算法的数 值模拟方法与结果。以某型发动机高压 一级转子叶片实测为例,运用该分析算 法,得到叶片产生了行波节径振动的结 论,分析结果与仿真结果基本吻合。

# 1 叶尖定时技术分析叶片非整 阶次振动方法

#### 1.1 非整阶次振动的叶尖定时理论描述

叶尖定时技术是测量旋转叶片掠 过机匣上方光纤传感器的时间,当叶片 振动时,叶尖沿旋转方向产生偏移,使 得叶尖到达传感器的时间发生改变,由 此变化量得到叶片振幅、相位、频率等 振动参数。

叶尖定时技术计算位移的核心是 如何确定叶片没有振动的基准时间。有 三种确定基准时间的方法,第一种是在 转轴上安装定位传感器,产生每转1个 转速脉冲,以该转速周期为叶片没有振 动的基准时间,第二种是将整级所有叶 片到达时间的平均值作为基准时间,此 方法适合叶片数多、叶片振幅小且相位随机变化的情况,第三种是以安装在机 匣上其他的光纤传感器测量的叶片到 达时刻为基准,此方法要求传感器间安 装角度在1/2振动周期内。

颤振、旋转不稳定等非整阶次振动 通常产生大振幅叶片振动,因此在实际 应用中以转速周期为基准时间计算叶 片振动位移。

颤振、涡流脱落引起旋转不稳定诱 发叶片发生节径型振动,节径线相对转 子转动。由于光纤传感器安装在机匣静 止坐标系,需将转子参考系下描述的数 学方程转换到静止参考系。

$$S(t, Nb) = A\cos(t+n_{Nb})$$
 (1)  
 $\omega$ :叶片振动频率  
 $n:节径数$   
 $\theta_{Nb}:第Nb个叶片相位$   
相对机匣相位角 $\theta_s$   
相对转子相位: $\varphi_s = -\Omega t + \theta_s$  (2)  
机匣测量叶片位移:  
 $Nb) = A\cos(t+N\Omega_{wave}t-N\theta_s)$  (3)

 $S(t, Nb) = A\cos(t + N\Omega_{\text{shaft}}t - N\theta_s)$  (3) 传感器测量频率:

 $\omega_{\text{static}} = \omega + N \omega_{\text{shaft}}$  (4)

机匣不同位置两传感器间相位为:

\* 航空科学基金资助项目(2009ZD06)



 $N \times (\theta_{s1} - \theta_{s2})$ ;节径数由两传感器 物理间隔角及响应角计算得到。

1.2 节径行波振动分析算法的数值仿真

叶尖定时数据分析方法以某型发 动机38个叶片盘为模型,在旋转状态力 响应的简单的数学模型的开展数值仿 真研究,得到在机匣上静止参考系2个 不同周向位置,叶片发生节径振动时采 样数据结果。

叶盘运动方程如下:

$$M\ddot{x} + C\dot{x} + Kx = f(t) \tag{5}$$

x:38个叶片位移响应矢量,自由度数2×38,M:质量矩阵,C:阻尼矩阵, K:刚度矩阵。



以频率ω<sub>f</sub>的正弦激振力作 用到每个叶片上,在稳定条件 下,叶片响应是纯正弦,叶片节 径行波振动。2个传感器物理间 隔角度为30°,沿时间轴按30°连 续时间得到38个叶片振幅数据。

假设传感器1测量1#叶 片为初始相位0°。在转速为 10500r/min,转速频率 $f_n$ 为 175Hz,4节径前行波振动,频 率f=764Hz。

在机匣静止参考系叶盘响

应:

 $S(t, Nb) = A\cos(2\pi t (f + Nf_n) - N\theta_s)$ (9)

仿真整级叶片发生4节径振动 数据,图1表示传感器1整级叶片振 幅。图2表示传感器2整级叶片振幅。

依据图3表明,机匣静止参考 系测量4节径振动时整级叶片出现 的8个周期波,频谱为1462Hz。分析 每个叶片128点仿真数据,叶片振 动频率均为57.7Hz。该频率是叶片 振动频率在与基频带宽内的混叠 频率,各叶片振动频率相同,相位连 续变化,该混叠频率计算公式

 $f_{k-1} = (k-1) \times f_n \times 2 - (f - (k-1) \times f_n \times 2)$ (10)

f:叶片振动频率, f,:采样频率。 由5倍基频带宽内764Hz频率 混叠进入基频带宽产生57.7Hz频率 成分。

从机匣静止参考系观察10500r/ min,4节径频率764Hz前行波振动 整级叶片振幅形成近8个周期波的 原因。依据静止参考系行波响应说 明S(t,N<sub>b</sub>)=Acos(2πt(8.34f<sub>n</sub>)),整级叶 片通过传感器的时间为转速周期1/ f<sub>n</sub>,整级叶片振幅分布将出现8.34个 2π周期变化,因此形成近8个周期 波。

众所周知,在叶片/盘产生行波 模态时,行波节径等于沿转子周向



循环,叶片相位角连续变化,相邻叶片相位

角总和为 $2\pi$ , $\sigma = \frac{2 n}{N_b}$ ,n为节径数。叶尖定时 技术从单个叶片混叠频谱中得到叶片相位 角,将1#叶片作为参考计算1#叶片对2#叶 片的互谱,由于1#叶片与2#叶片不是同时 采样,需要采用一定的修正。当在混叠现象 导致混叠频率与真实频率相位相反,相位 测量的符号产生改变(见图4)。

图5给出2个传感器互谱幅值最大时对



图2 传感器2前行波4节径测量整级叶片振幅



图3 机匣静止参考系4节径振动频谱



56 **2011/6 航空科学技术** 



1463Hz

应的频率为1463Hz,相位为-21.896° (338.104°)。图6 给出10#、11#叶片混叠 频谱,频率为57.7Hz。

根据单个传感器数据分析整级叶 片幅频、相频表明,1463Hz为整级叶 片响应点,2个传感器数据互谱幅值最 大时对应的频率为1463Hz,相位φ= 110.5°,相位差φ为两传感器物理角度 间隔30°

 $N = \frac{\varphi}{\Phi}$ 

(11)

N为3.7

在转速为10500r/min,转速频率  $f_n$ 为175Hz,13节径后行波振动,频率f=764Hz。在机匣静止参考系叶盘响应:  $S(t,Nb) = A\cos(2\pi t (4.34 f_n - 13 f_n) - N\theta_s)$ (12)

#### Νθ。:为常数

静止参考系传感器观察叶盘响应
 为: S(t,Nb) = Acos(2πt(-8.65f<sub>n</sub>)),整级
 叶片振幅分布将出现8.65个2π 周期变



化,因此形成近8个周期波, 如图7所示。

13节径后行波两传感 器的互谱幅值最大时对应 的频率为1528Hz,如图8所 示。机匣上2个传感器数据 分析后行波13节径振动互 谱1528Hz,如图9所示。该 计算结果与实测结果基本 一致。

### 1.3 非接触叶尖定时技术测 量分析行波节径振动

依据数值仿真分析结 果,在机匣上安装2个光纤 传感器测量行波节径振动, 在相同的轴向位置不同的 周向位置,通过2个传感器 数据测量整级所有叶片的 振动幅值,所有的叶片振动 幅值采样频率为:

*N<sub>b</sub>×f<sub>n</sub>*, *N<sub>b</sub>*为叶片数, *f<sub>n</sub>* 为转速频率。分析所有叶片 振幅频谱将得到静止坐标 系叶片行波振动的频率。

在实际测量中传感器 信号可能包含一定的噪声, 如机匣振动、传感器相对叶 片振动、轴的振动等。这些 噪声频率通常比叶片振动 频率高,可通过数字低通的 滤波滤掉噪声信号。

叶尖定时技术测量叶片 振幅是相对零点位置来计算 的,零点是叶片不振的数据 点。由于随转速升高,叶片扭 转和偏移发生变化,当转速 增加时叶片偏移向前,到达 时间变早,因此零点随转速 在改变。这个零点漂移需从 叶片振幅响应中减去。 理论上叶盘为循环对称结构,产生行波模态时, 叶片相位角连续。由于叶片产生行波振动时,整级每 个叶片的响应都是相同幅值,但是由于制造公差、磨 损等因素影响,叶盘是准对称结构,整级叶片振幅不











图9 机匣上2个传感器数据分析后行波13节径振动互 谱1528Hz





图10 整级38个叶片振幅、6#叶片频率759Hz



图11 整级38个叶片振幅



图12 2个光纤传感器测量整级叶片频率、相位、幅值图

完全相同。对于发生旋转的行波节径振动的叶 片,叶片通过静止坐标参考点时,每个叶片振 幅不是最大值。旋转参考系的应变片测量能够 测到叶片最大振幅,主要原因是节径线相对叶 片移动,使每个叶片出现最大振幅。

在某发动机台架试车中的高压一级转子 叶片振动测试中,在叶片前缘机匣上方安装2 个夹角为65.8°的光纤传感器测量叶片振幅。

转子叶片38片,当转速为11000~11900r/ min,叶片发生大振幅振动。利用1个传感器测



图13 整级叶片频率、相位、幅值图

量的叶片振幅数据,图10 给出11368r/min, 整级38个叶片振幅。左中部是6#叶片频 谱,右中部是6#叶片振动信号的时域图。 左下方是整级叶片间相位角。图11 描述整 级38个叶片振幅。

图10和图11给出整级38个叶片发生振动起振时,38个叶片均发生振动,整级叶片出现8个周期,叶片振幅忽大忽小变化。当转速变化叶片振幅增大,整级叶片频率为1500~1640Hz,单个叶片频率744~790Hz。



图14 2个传感器分析整级叶片频率、相位差

当叶片振幅增加至2mm左右 时,整级各叶片频率达到一致, 整级叶片频谱的峰值随之增 加。相邻叶片间的相位角连续 变化,分为8个周期。

整级38个叶片选用1024 采样点进行傅里叶分析,得到 静止坐标系整级叶片频率。图 12为2个光纤传感器测量整级 叶片的频率、相位和幅值。转速 11235r/min时2个光纤传感器测 量数据分析的整级叶片频率均 为1650.9Hz。

整级叶片振幅分布为8个 周期波,出现8个峰值与数值分 析中叶片发生前行波4节径、后 行波13节径基本一致。

在转速为11142r/min时, 各叶片振动频率完全相同, 图13给出叶片混叠振动频率 44.99Hz。传感器2测量的整级 叶片频率均为1622Hz,谱峰相 位差Δφ为-120.58712°。图14为 2个传感器分析整级叶片的频



# 激光探测"猫眼"效应目标识别算法\*

# Laser Detection Cat-Eye Effect Target Recognition Algorithm

党二升 李丽 / 北京航空航天大学电子信息工程学院

摘 要:提出了一种基于压缩感知理论的"猫眼"效应目标识别算法,应用随机采样矩阵将原始二维图像线性投 影为一维测量向量,通过对一维测量向量的处理提取出"猫眼"效应目标信息,进而通过压缩感知理论的恢复算 法重建仅包含"猫眼"目标的图像。对应于此算法亦提出了一种相应的激光主动成像探测系统,以获取主被动图 像序列。应用此算法,将传统的基于原始图像序列的处理转化为对图像一维测量向量序列的处理,减小了数据处 理量。实验结果表明,该算法能够有效的识别静态背景和复杂动态背景中的"猫眼"效应目标,而且在识别速度 上优于已经出现的形状频率双重判据法。

关键词:激光主动探测;目标识别;"猫眼"效应;压缩感知 Keywords:laser detection; target identification; cat-eye effect; compressed sensing

### 0 引言

随着光电侦察、追踪以及光通信 技术的发展,高效、可靠的目标识别算 法变的越来越重要。通常针对这类光电 设备的识别方法,都是基于此类目标的 "猫眼"效应特性。光学观瞄设备或其他

率和相位差。

根据公式(10)混叠频率计算结果,叶 片振动频率为787Hz,叶片振动频率与转 速频率不成整数倍,为4.2。

按 $N=\frac{\Delta \varphi}{\phi}$ 计算得到节径数为12.7。

根据公式  $\omega_{\text{static}} = \omega \pm N \omega_{\text{shaft}}$ 计算: N=13

在11142r/min附近整级叶片均以 787Hz 频率振动,高压一级叶片发生13 节径后行波振动。

### 2 结论

通过采用叶尖定时技术对旋转叶 片行波节径振动数值模拟分析,给出静 止坐标系叶片发生行波节径振动测量 光电设备所用光学镜头的焦平面处都 安装有反射或半反射元件,在受到激光 束辐照时能够产生能量集中、亮度极高 的后向散射激光回波,呈现回波信号很 强的"猫眼"效应特性。应用这一特性, 国外从20世纪70年代初开始研究和发

### 参考文献

[1] Nelius A. 2004 Development of a reduced-cost blade timing Generator(BTG)for the generation 4 non-contact stress measurement System (NSMS) [C]. High Cycle Fatigue Conference, 2004.

[2] Heath S. 1999: A new technique for identifyingsynchronous resonances using tip-timing [D]. ASME 99-GT-402.
1999(6):7-10.

[3] Zielinski, M, Ziller G. Noncontact

展激光主动探测技术,并已研制出实用 的仪器设备<sup>[1-2]</sup>。国内针对"猫眼"效应 的研究,在"猫眼"效应目标识别方面提 出了很多具体的方法,有基于回波强度 探测目标的阈值处理方法,也有采用基 于目标的灰度和形状特征<sup>[3]</sup>的识别方

vibration measurement on compressor rotor blade [J]. Meas.Sci.Techno1.11.847-856.

[4] 胡伟,王德友,杜少辉.非接触 式转子叶片振动测试技术应用研究[C] 第九届航空发动机测试与试验学术交 流会论文集,北京:2008.11.

[5] 胡伟,杜少辉,王德友,王磊. 基于叶尖定时确定叶片共振频率的新 型技术[J]. 航空发动机,2010(1).

### 作者简介

胡伟,研究员,主要从事航空发动 机旋转件测试技术研究工作。