

文章编号: 1000 8055(2008)01-0021-05

非接触式转子叶片振动测试技术应用研究

李 勇¹, 胡 伟², 王德友², 李其汉¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 10083;

2. 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 介绍了旋转叶片整数阶次与非整数阶次的振动理论分析, 并利用非接触式叶片振动测量系统进行了模拟试验器和台架压气机试验验证. 理论分析和试验结果吻合, 表明由非接触式叶片振动测量系统测试振幅的变化特征, 可确定整阶次共振与非整阶次叶片振动.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 叶片共振; 整数阶次; 非整数阶次; 非接触式
中图分类号: V231.91 **文献标识码:** A

Investigation and application of non-contact rotor blade vibration measurement technique

LI Yong¹, HU Wei², WANG De you², LI Qi han¹

(1. School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: This paper briefly describes non-contact rotor blade vibration measurement analysis methods. Theoretical analysis was conducted for both asynchronous and synchronous resonant vibrations. This system has been applied successfully in compressor and engine testing and the theoretical predictions were validated by results from strain gauge measurement.

Key words: aerospace propulsion system; blade resonance; integer order; non integer order; non contact

叶片振动测量是航空发动机研制中非常重要的一部分内容. 传统的应变电测法是很完善的测试技术, 但引电器或遥测装置的安装需对发动机结构进行较复杂的改装, 不但测试成本高且测试周期长, 使用寿命有限. 同时应变片、引电器安装或多或少会影响发动机机械性能及气动性能.

自上个世纪 70 年代美国、德国、日本、荷兰^[1-5]等国家即先后开展了非接触式叶片振动测量技术研究. 该方法基本原理是: 在叶片旋转平面的机匣上安装传感器, 叶片掠过传感器得到叶片振动幅值、频率、相位等信息, 从而分析整级叶片

振动. 美国国家技术研究中心、AEDC 组织将非接触式叶片振动应力测量系统简称为 NSMS (Non interference Stress Measurement System) 系统, 德国 MTU 公司将其简称为 OBVM (Optical Blade Vibration Measurement). 该种测量系统和技术已广泛应用于航空发动机、电站燃气轮机叶片振动监测中.

国内从上世纪 80 年代开展该技术研究, 建立了示波器显示叶片振幅测量的模拟光纤系统. 该系统已在发动机研制中发挥了重要的作用.

本文通过深入分析叶片振动特性, 从理论上

收稿日期: 2007 01 27; 修订日期: 2007 03 29

作者简介: 李勇(1958-), 男, 四川坝县人, 在读博士生, 主要从事结构强度振动方向的研究.

分析了叶片振幅相位变化与叶片整阶次共振及非整阶次振动的关系(前者指叶片振动频率与转速成整数倍,后者指叶片振动频率与转速成非整数倍);利用数字非接触式转子叶片振动测量系统,在压气机试验和发动机台架试车及模拟试验器上,测试了叶片发生共振时振动应力及变化过程,给出了在发动机台架试车与压气机试验中用该系统测量的叶片各种形式的振动,与应变片测试的结果进行比较。结果表明,利用数字非接触叶片振动测量系统根据叶片振幅变化特征可准确地确定整阶次与非整阶次叶片共振。

1 非接触式旋转叶片振动测量原理简介

非接触式叶片振动测量原理如图1,数字式非接触叶片振动测量系统主要由光纤传感器、信号预处理、叶尖时间测量、采集处理软件4部分组成,如图2。

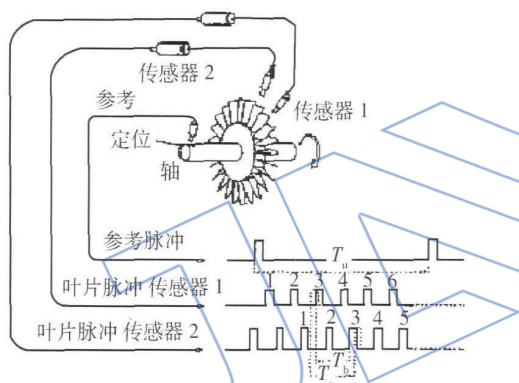


图1 非接触式叶片振动测量原理

Fig. 1 Principle of non contact blade vibration measurement

其测试原理是:在转子件上安装磁钢,以获得定位参考脉冲信号,其时间间隔为 T_u ;在被测级叶片机匣上方安装2只光纤传感器,间隔为 L ;在旋转状态下,光纤脉冲信号与参考脉冲信号的时间间隔为 T_b ,若叶片振动时,其叶尖经过两光纤传感器的时间间隔将发生变化 T_v ,根据其变化量得到叶尖振动速度 a_t 值,即: $a_t = L / T_b - L / T_v$,由此得到叶片振幅、相位、频率等振动参数。

2 测量原理分析

机匣上光纤传感器测到的叶片整阶与非整阶共振振幅及相位的变化有明显的区别。本节着重讨论通过叶片振幅变化趋势判断叶片振动特征。



图2 数字光纤叶片振动测量系统

Fig. 2 Digitized optical blade vibration measurement system

2.1 整阶次共振分析

测量整阶次叶片共振响应比非整阶次振动显得尤为重要,该共振响应通常由静子叶片尾流激振激起,从理论上讲若发动机转速稳定不变,叶片的共振响应是不能由机匣上安装的光纤传感器测到。但在发动机缓慢加速时,根据叶片通过共振转速时,叶片振幅连续变化,振动相位改变 180° 的特征,可以判断叶片共振。

图3指出在共振响应附近计算机采集得到叶片振幅和相位变化过程,纵坐标表示时间和幅值。发动机缓慢加速过程中,不同转速下叶片的振动幅值,其中各波形表示在加速过程中不同转速下叶片从起振、到达共振及从退出共振的过程。虚线表示机匣某位置安装传感器。

传感器1测到叶片起振时,振幅向负值变化,过共振转速后叶片振动相位改变 180° ,振幅向正值变化。

叶片振动位移由公式(1)表示

$$x(t) = a \sin(2\pi f t_k + \phi) \quad (1)$$

f 为叶片振动频率, t_k 为叶片通过机匣第 k 个传感器时间。

当叶片产生整阶共振时

$$t_k = k_t / f_n \quad (2)$$

式中 k_t 为传感器 k 周向位置; f_n 为转速频率。

$$x(t) = a \sin(2\pi k_t / f_n + \phi) \quad (3)$$

当叶片产生整阶共振时 $f = K f_n$; K 为激振因素。式(2)代入式(1)得

$$x(t) = a \sin(2\pi k_t K + \phi) \quad (4)$$

当 $k_t n$ 为偶数时,叶片从起振到共振点,相位 ϕ 在 $[0, -\pi/2]$ 之间变化, $a < 0$; 叶片通过共振响应点后相位 ϕ 在 $[-\pi/2, -\pi]$ 之间变化, $a > 0$ 。

发动机缓慢的加速过程中,叶片发生共振时

经过机匣不同位置时, 振幅变化规律是由零到负再由负到正变化过程, 或与其相反。

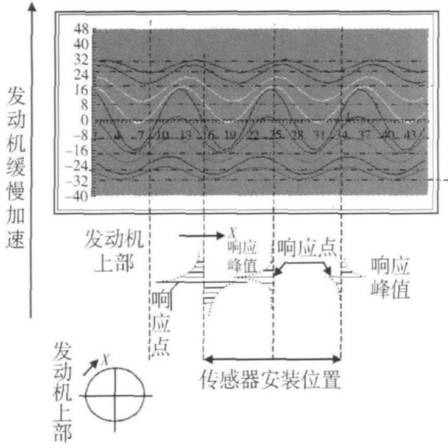


图3 叶片共振响应

Fig 3 Blade resonance response

2.2 非整阶次叶片共振分析

通常由气流参数变化激起非整阶次叶片振动, 其叶片振动频率与转速不成整数倍. 叶尖位移由公式(5)表示.

$$x(t) = vt + a \sin(\omega t + \phi) \quad (5)$$

$$b = vt_s + a \sin(\omega t_s + \phi) \quad (6)$$

b 表示机匣上测量探头与参考探头的距离; t_s 表示叶片通过测量探头与参考信号时间间隔; t 表示时间变量; v 表示旋转切线速度; ω 表示叶片固有角频率.

用 $t_s = \frac{b}{v} - \tau$ 代入式(6)得

$$v\tau = a \sin\left[\omega\left(\frac{b}{v} - \tau\right) + \phi\right] \quad (7)$$

τ 表示叶尖脉冲时间变化, 因

$$\sin \omega\tau \approx \omega\tau$$

$$\cos \omega\tau \approx 1$$

$$\tau = \frac{a}{v} \frac{\sin\left(\frac{\omega b}{v} + \phi\right)}{1 + \frac{a\omega}{v} \cos\left(\frac{\omega b}{v} + \phi\right)} \quad (8)$$

其中当 $a\omega/v \ll 1$ 时, 可得 $v\tau = a \sin\left(\frac{b\omega}{v} + \phi\right)$,

$v = R\omega_h$, R 为叶尖半径; ω_h 为转速频率.

$$\tau v = a \sin\left[\frac{\omega}{\omega_h} \frac{b}{R} + \phi\right] \quad (9)$$

非整阶次叶片振动 ω/ω_h 不是整数, 叶片振动相位角每转都在改变, 从 ϕ 增加到 $\phi + 2\pi \frac{\omega}{\omega_h}$ 对于一整转叶尖的位置为: 在 m 转之后, $v\tau_m = a \sin$

$\left[\frac{\omega}{\omega_h} \left(\frac{b}{R} + 2\pi m\right) + \phi\right]$, m 转之内叶片振动正弦函数相角变化将会出现 $\frac{\pi}{2}$, $\frac{3}{2}\pi$, 所以 m 转之内 $v\tau_m > 0$ 或 $v\tau_m < 0$

因此, 在几转内, 机匣上光纤传感器测到叶片振幅正负随机变化, 如图4所示.

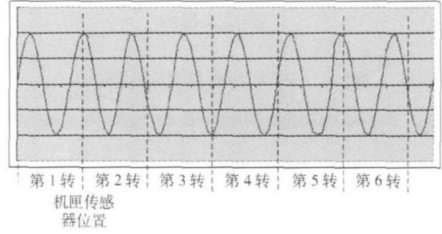


图4 非整阶次叶片振动机匣传感器测量

Fig. 4 Non integer order blade vibration measurement by sensor of mounted in engine casing

3 整阶次共振试验验证

为验证数字式光纤叶片振动测量准确性, 进行了应变片电测对比试验. 为此专门设计6个叶片的盘, 采用模拟发动机尾流激振方法, 在不同转速下激起各叶片的共振. 用应变片与数字光纤系统同时测量叶片共振, 测试结果见图5. 观察1#叶片结果表明叶片产生整阶次共振时, 光纤传感器测到的叶片振幅连续变化, 过共振转速后叶片振动相位改变 180° 与理论分析完全一致. 因此可依据叶片振幅与振动相位变化的特征, 判断叶片共振.

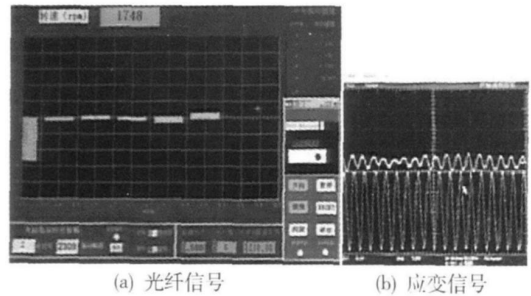


图5 应变片与数字光纤系统测试结果

Fig 5 Measurement results by strain gage and optical probe

图6与图7分别表示对比试验时1#叶片共振时由非接触测量方法测到的叶片转速-振幅图、时间-振幅图.

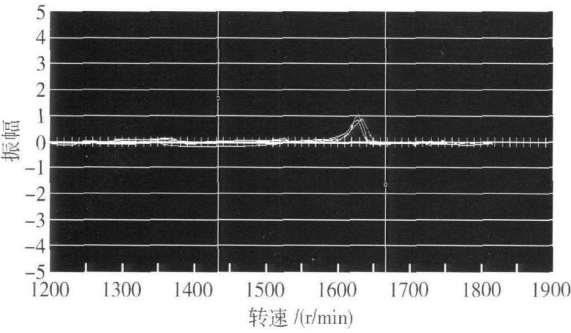


图 6 叶片共振转速 振幅图

Fig 6 Blade resonance speed deflect ion amplitudes

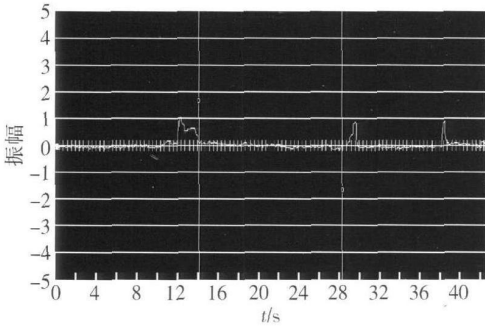


图 7 叶片共振时间 振幅图

Fig 7 Blade resonance time deflection amplitudes

4 工程应用实例

数字式光纤叶片振动测试系统通过应变片验证试验后,已广泛用于压气机试验与发动机台架试车中.某型压气机试验 0.85 转速喘振前,转速基本不变、随压气机压比增加、流量减少,叶片振幅出现分区域振动,随压气机压比继续增加叶片振幅进一步增加,测试结果见图 8~ 图 11.

测试结果 X 轴表示被测叶片数, Y 轴表示振幅(mm). 振幅显示方式为: 同时显示 10 转内叶片出现的最大值与最小值.

测试结果表明在 10 转内机匣上光纤传感器测到叶片振幅有正负,表明相位角每转都在改变,说明叶片发生非整阶次振动.

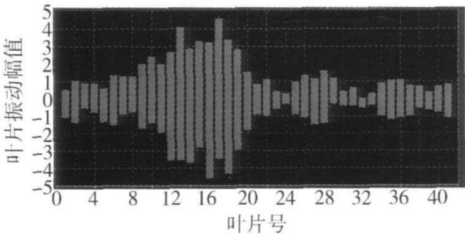


图 8 0.85 转速喘振前整级叶片振幅

Fig 8 Amplitudes of all blade at 0.85 compressor rotor speed before surge

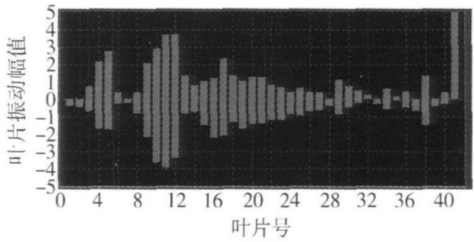


图 9 1.005 转速喘振前整级叶片振幅

Fig 9 Amplitudes of all blade at 1.005 compressor rotor speed before surge

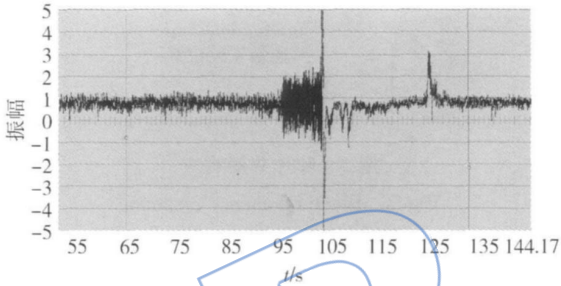


图 10 0.85 转速喘振 10# 叶片振幅时间历程

Fig 10 Amplitudes of 10# blade at 0.85 compressor rotor speed before surge

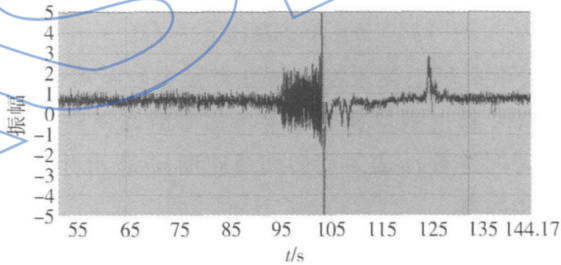


图 11 0.85 转速喘振 11# 叶片振幅时间历程

Fig 11 Amplitudes of 11# blade at 0.85 compressor rotor speed before surge

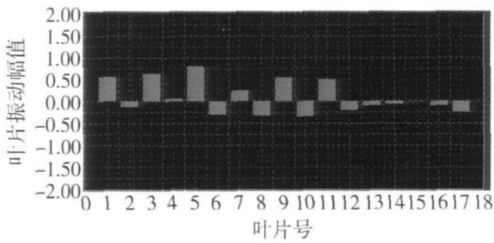


图 12 8 025/(r/ min)叶片整阶次共振

Fig. 12 integer order blade vibration at 8 025(r/min)

图 12 为某型发动机在台架试车中低压转速为 7 900~ 8 300 r/ min 时,18 个一级转子叶片由激振因素等于 2 激起的一弯共振.图中表明在某转速下,叶片振幅始终为正,表明转速不变时叶片

振动相位没改变. 随转速变化振幅连续变化, 表明叶片发生共振.

5 结 论

理论分析表明, 叶片振动的相频特性具有在通过叶片共振点时发生相位反向的特征, 由此可根据叶片振幅连续变化、振动相位过 180° 的特征判明叶片整阶次的共振现象; 在几转内叶片振动相位与幅值正负随机变化的特征判断叶片非整阶次振动. 通过模拟试验器和压气机试验, 应用非接触式数字光纤叶片振动测量系统, 对整阶次叶片共振和非整阶次的振动现象进行有效判别, 得出了与理论分析一致的测试结果.

参考文献:

[1] Schaber U. Non contact vibration measurement of mis-

tuned blades [R]. ASME, 97-GT-190.

- [2] Robinson, W, Washburn R. A real time non interference stress measurement system (NSMS) for determining aero engine blade stresses [R]. ISA No. 91-103, 1991.
- [3]. Heath S. A new technique for identifying synchronous resonances using tip timing [J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 2000, 122: 219-223.
- [4] Lawson C P, Ivey, P C. Turbomachinery blade vibration amplitude measurement through tip timing with capacitance tip clearance probes [J]. Sensors and Actuators A (Physical), 118(1): 14-24.
- [5] Dimitridis G, Carrington I B, Wright J R, et al. Blade tip timing measurement of synchronous vibration of rotating bladed assemblies [J]. Mechanical System and Signal Processing, 2002, 16(4): 599-622.