

压气机叶顶区域周向模态特性的实验

姚 丹¹, 田 杰^{1,2}, 吴亚东^{1,2}, 欧阳华^{1,2}

(1. 上海交通大学 机械与动力工程学院, 上海 200040;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 针对压气机叶顶区域流动周向模态测试对传感器数量的要求及传感器数量受限时所产生的模态混叠现象,提出一种基于两套测点数组来校准预测高阶周向模态的方法。结果表明:应用该方法,在实验测试中将可识别的模态阶数提升至原来的 5 倍。研究了轴流压气机叶顶区域压力脉动,捕捉到包括叶片通过频率(BPF)和旋转不稳定性频率(RIF)带凸起的叶顶区域流动模态特性。随着流量减少,频谱上对应的宽频带凸起结构向低频移动,主要周向模态阶数降低,但旋转角速度有所上升。压气机叶顶区域流动的时变特性分析表明,旋转不稳定性在时域上幅值波动较大,不稳定性明显。

关 键 词: 轴流压气机; 叶顶区域流动; 旋转不稳定性; 周向模态; 时变特性

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experiment on circumferential mode characteristics of axial compressor tip flow

YAO Dan¹, TIAN Jie^{1,2}, WU Yadong^{1,2}, OUYANG Hua^{1,2}

(1. School of Mechanical Engineering,

Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200040, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: Experiments measuring circumferential mode characteristics of compressors were made for the high demand for the number of sensors, and the aliasing of circumferential wave number when insufficient sensors were provided. A calibration and prediction of higher circumferential mode numbers was proposed using two sets of measuring points, unsteady pressure fluctuations near the tip region in an axial compressor were studied experimentally using this method and the upper limit of identifiable mode numbers was five times of the original method. Circumferential mode characteristics were captured both on blade passing frequency (BPF) and rotational instability frequency (RIF) under several flow conditions. The characteristic spectrum of rotating instability with broadband hump existed within a large range of flow conditions. Both frequency range and dominant circumferential wave number decreased with the flow rate, while at the same time circumferential angular velocity of rotating instability increased; strength of the pressure fluctuations varied significantly in time domain.

收稿日期:2017-07-04

基金项目:国家自然科学基金青年科学基金(11202132)

作者简介:姚丹(1994—),男,硕士生,主要从事叶轮机械内部非定常流动研究。

通讯作者:欧阳华(1973—)男,研究员、博士生导师,博士,主要从事航空发动机不稳定流动及气动声学、风扇/压气机内部流动实验与数值模拟研究等。E-mail:oyh@sjtu.edu.cn

引用格式:姚丹,田杰,吴亚东,等.压气机叶顶区域周向模态特性的实验[J].航空动力学报,2018,33(10):2533-2541. YAO Dan, TIAN Jie, WU Yadong, et al. Experiment on circumferential mode characteristics of axial compressor tip flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(10): 2533-2541.

Key words: axial compressor; tip flow; rotating instability; circumferential mode; time-resolved characteristics

压气机叶顶区域的流场存在周期性压力脉动与非定常特性^[1],与压气机失稳的发生密切相关。旋转不稳定性(rotating instability, RI)现象是压气机一种局部气动失稳现象,一般在小流量工况、大叶顶间隙情况下出现,由 Mathioudakis 等^[2]首先描述发生于轴流压气机中。其特征是在叶顶区域的噪声/压力频谱中出现叶片通过频率(blade passing frequency, BPF,量符号记为 F_{bp})之下的包含多个尖峰的宽频带凸起,称之为旋转不稳定性频率(rotating instability frequency, RIF,量符号记为 F_n),这种宽频带的出现对于叶片振动^[3]与叶顶间隙噪声^[4]的产生均有一定影响。目前,对于 RI 的产生机制尚不明确,一些研究认为其是由叶顶泄漏流与叶片、来流的干涉导致的^[5-6],另一些研究则关注于剪切层的不稳定性与轴向逆流的存在^[7-9]。Neuhaus 等^[10-11]通过向叶顶间隙中引入射流的方式,实现了压气机气动性能的提升和叶顶间隙噪声的降低。

旋转不稳定性现象具有在叶顶区域周向传播的特点,并表现出共存的多个模态波结构。对于本文所研究的轴流压气机转子叶顶区域周向压力分布,其模态阶数所指的是周向压力脉动的波数,可与管道声学模态的概念相类比^[1]。Holste 等^[12]对带导流罩的对转桨扇发动机进行周向模态的测量和分析,采用 120 个周向均布的动态压力测点测量了管壁上的周向压力分布,基于空间傅里叶变换模态分解,确定压力分布的模态组成。Liu 等^[13]采用周向均布的 72 个测点,发现了 RI 现象所对应的频谱为 1 阶 BPF 以下的多重尖峰结构,对应一组连续的模态分布。

压气机叶顶区域流动复杂,测量及分析其周向模态特征有重要意义。前述实验研究^[12-13]表明,为了捕捉叶顶区域流动所对应的高阶模态,所需动态压力传感器数量较多,测试系统成本昂贵,测试要求非常精细。针对周向模态测试对传感器数量的要求,及传感器数量受限时所产生的混叠现象,本文提出了一种通过不同测点组合来校准预测高阶周向模态的方法。应用该方法测量并分析了压气机叶顶区域压力脉动特点,捕捉到叶顶区域流动的周向模态,包括动静干涉效应和 RI 宽频带凸起的模态特性,分析结果验证了该高阶模态校准预测方法的有效性。通过不同流量工况

下压力脉动的周向模态特性,分析了 RI 的发展和变化规律。同时,对压气机叶顶区域流动的时变特性的分析,进一步说明了 RI 的强度波动和不稳定性。

1 周向模态理论

1.1 模态分解方法

压气机叶顶的周向压力模态表征其周向的压力分布及传播结构。基于空间傅里叶变换的周向模态分解实现从空间域到波数域的变换。根据分析角度的不同,利用空间域向波数域的空间傅里叶变换,可以分别在时域和频域对压力的周向分布进行模态分解^[8-9]

$$P(m, f) = \frac{1}{N} \sum_{s=0}^{N-1} p(\theta_s, f) \cdot e^{-im\theta_s} \quad (1)$$

$$P(m, t) = \frac{1}{N} \sum_{s=0}^{N-1} p(\theta_s, t) \cdot e^{-im\theta_s} \quad (2)$$

其中 N 为周向布置的测点总数, m 为周向模态阶数, $p(\theta_s, t)$ 为采样所得各周向角度 θ_s 的压力时变信号, $p(\theta_s, f)$ 为周向角度 θ_s 的压力频域信号。模态阶数的正负可以表征其旋转方向。

时域信号的周向模态分解结果 $P(m, t)$ 中包含了各模态的时变幅值及相位特性,其复相位代表了模态波成分位于周向角度 $\theta_s = 0^\circ$ 时的空间初相位,故可以表征其空间传播规律

$$P(m, t) = |P(m, t)| e^{[i\omega_m t + \phi_m(t_0)]} \quad (3)$$

其中 ω_m 表示模态波成分的旋转角速度。

1.2 高阶模态校准方法

多传感器同步测量的周向压力模态分解方法可以很好地抗干扰和消除噪声的影响,由于该方法基于空间傅里叶变换,故受到 Nyquist 采样定理的限制,即所能获得的周向波数上限由实验中周向所布测点数所对应的采样间隔所决定。具体来说,所测周向分布的压力波的方位角波长必须大于相邻传感器测点位置所间隔的方位角 $\Delta\phi$ 的 2 倍

$$\frac{2\pi}{m} > 2\Delta\phi = \frac{2 \times 2\pi}{N}, \quad m < \frac{N}{2} \quad (4)$$

在实际测量过程中,为了准确捕捉高阶模态,需要同时布置的传感器数目较多,对测试系统要求较高。若周向同步测量的测点不足,则波数超出采样定理限制的高阶模态容易在波数域上发生

混叠,其与频域混叠很相近^[14]。在本文的周向模态测试中,利用波数混叠的原理,通过不同测点数的组合方式,实现了高阶周向模态的测量,具体方法如下。

类比时域采样,考虑 t_i 时刻周向角度 θ 上的压力分布 $p(\theta)$,采样间隔为方位角 $\Delta\phi$,其中 $2\pi/\Delta\phi=N$ 为整数,则得到一个以 N 为周期的采样序列,其理想采样可以表示为

$$p_s(\theta) = p(\theta)s(\theta) = p(\theta) \cdot$$

$$\sum_{n=-\infty}^{\infty} \delta(\theta - n\Delta\phi) = \sum_{n=-\infty}^{\infty} p(n\Delta\phi) \cdot \delta(\theta - n\Delta\phi) \tag{5}$$

由卷积定理,采样结果 $p_s(\theta)$ 的空间傅里叶变换可以表示为

$$P_s(jm) = \frac{1}{\Delta\phi} \sum_{k=-\infty}^{\infty} P\left(jm - kj \frac{2\pi}{\Delta\phi}\right) \tag{6}$$

即采样信号的空间傅里叶变换结果是连续空间信号变换结果在波数域上的平移和叠加,而有效的采样波数范围是 $-N/2m < N/2$ 。如图 1(a) 所示,波数域上存在有效采样区域,图 1(b) 中超出有效采样范围的信号 m_1 将在采样结果中发生混叠,图中箭头所指虚线即为 m_1 混叠后的采样结果。

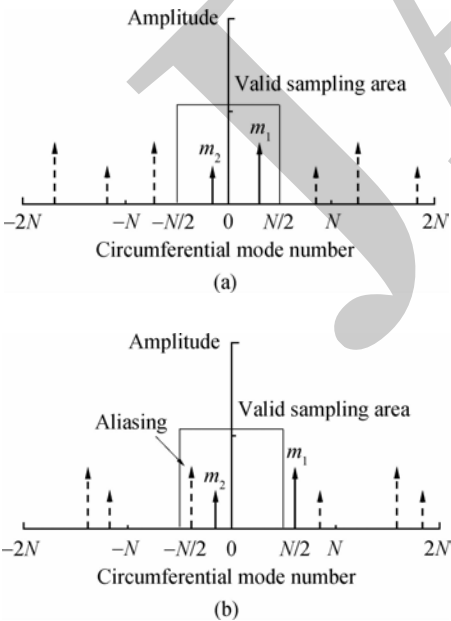


图 1 离散波数信号采样示意图

Fig. 1 Discrete wave number signal sampling

若信号中存在的高波数成分超出了采样定理的限制,根据混叠原理,其在模态分解结果中就会表现为

$$m = m_x + v \frac{2\pi}{\Delta\phi} = m_x + vN$$
$$v = 0, \pm 1, \pm 2 \cdots \tag{7}$$

式中 $-N/2 < m < N/2$, 表示该信号成分在分解结果中的模态阶数, m_x 为其真实的模态阶数, v 可取任意整数。

Holste 等^[12]也对周向模态的混叠作了相近的描述。但对于可能具有高阶模态结构的信号成分而言,其真实的模态阶数是无法确定的。在实际测试中,对于 RI 现象,其周向压力脉动包含较高阶的模态成分,若考虑在周向同时布置两套测点,测点数分别为 N_1 和 N_2 , 得到某个压力脉动结构的周向波数分别为 m_1 和 m_2 。可以证明^[15],通过对两套测点组合所得模态结果的对比和筛选,可以使可能的真实模态之间的间隔增大为 N_1 和 N_2 的最小公倍数。

在实验测试情况下,若 $m_1 = m_2$, 则将所测得的周向模态拓展为间隔 S 的倍数的数组后构成可能的真实模态集合。即周向布置不同测点组合并同步采样。每一种测点方式得到的模态数进行拓展,找到不同测点组合方式共同的可能模态,再拓展为间隔 S 的倍数的数组后,还原真实模态集合。该方法可以通过增大不同测点组合最小公倍数 S 的值,提升对真实模态预测的可信度,增加对高阶模态的识别能力,从而实现以相对较少的传感器来准确测量具有高阶模态结构的信号。

2 实验装置

2.1 轴流压气机实验台

本文研究对象为一台带进口导叶的单级轴流压气机,实验台如图 2 所示,其主要设计参数如表 1 所示。实验台通过改变节流锥的轴向位置调节流量,有关本实验台的设计参数、气动特性测试方法等的详细描述见文献[16-18]。

2.2 测试方法

使用总计 36 个 Kulite XCQ-093-250A 动态压力传感器对压气机叶顶区域的压力分布进行测量和采集。采样频率为 20 kHz,每次采样时间为 20 s。压力信号通过 NI PXIe 1085 机箱和 3 块 PXIe-4499 采集卡(16 通道同步采样输入,24 位分辨率)采集。为了消除 Kulite 传感器供电的影响,传感器的供电采用可编程直流电源 NI PXI 4110 加辅助电源 APS 4100 供电方式。实测结果表明,这种供电方式提高了 Kulite 动态压力传感器的信噪比。

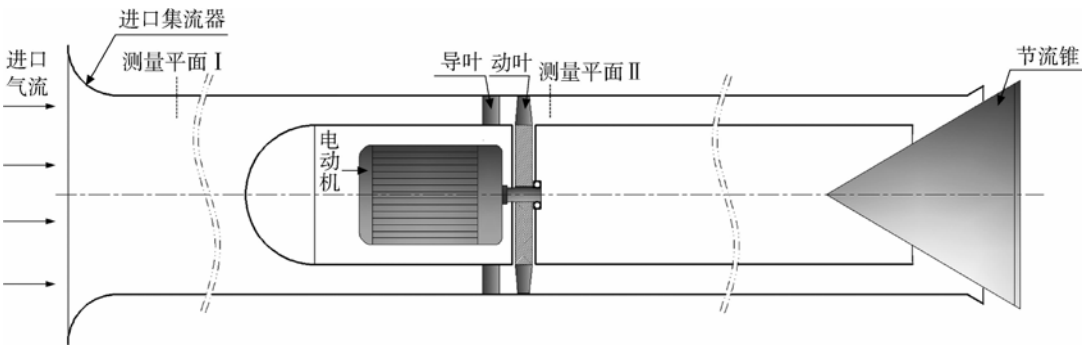


图 2 实验装置图
Fig. 2 Experiment rig

表 1 压气机主要设计参数

Table 1 Design parameters of the compressor

参数	数值
外径/mm	600
轮毂比	0.7
设计转速/(r/min)	3000
设计流量/(kg/s)	4.9
导叶数	13
动叶数	21
叶顶间隙	2.2% H (H 表示叶高)

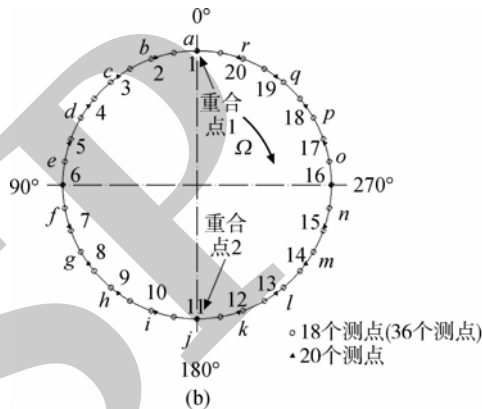


图 3 机匣模型及测点分布

Fig. 3 Distribution of casing model and sensor positions

传感器的布置由动叶片外侧的可拆卸机匣上所布置的测点确定，测点的布置可以分为两个组同轴向位置(叶顶区域动叶片尾缘后 1/4 弦长位置和叶顶尾缘后 1 倍弦长位置)的整周测点，如图 3 所示。机匣上的整周测点不完全是均布的，其是由 36 个和 20 个的均布周向测点组合而成。该测点布置方式可以实现 36 个均布测点的周向模态测量，得到 18 阶以下周向模态。还能实现均布 18 个测点和 20 个测点组合的同步测量，由于该组合方式有两个测点是重合的，如图 3 所示 18 个测点的 a, j 位置和 20 个测点的 1、11 位置重叠，因此最多同时需要 36 个传感器，按照前述分析，该测点组合方式最小公倍数为 180，可以实现 180 阶以下模态的校准。

测试工况为设计转速下不同流量工况共计

10 个，各工况性能曲线如图 4 所示，设计流量工况所对应的无量纲流量系数为 $\varphi=0.151$ ，图中 ψ 表示总压系数， η 表示效率。

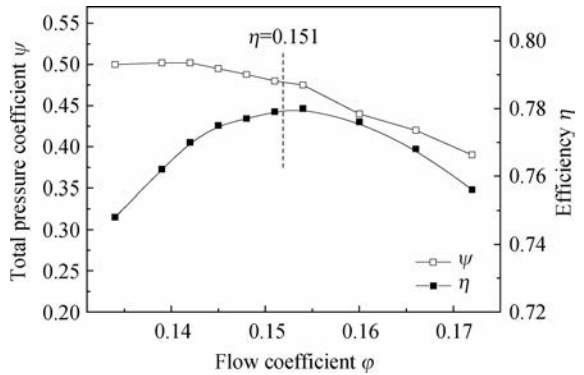


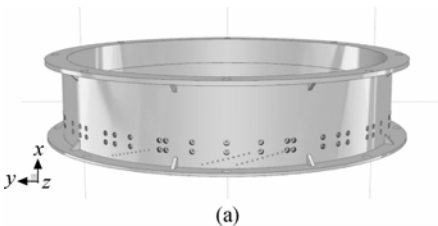
图 4 压气机无量纲性能曲线

Fig. 4 Non-dimensional performance curve of compressor

3 结果分析

3.1 压力脉动特点

采集不同流量工况下压气机动叶片尾缘后 1/4 弦长位置(第 1 排测点)的压力分布，取一个工况下不同周向测点位置的壓力数据，可得压力



脉动的时空分布和频谱在空间上的分布云图,如图 5 所示,图中 D_{sp} 表示功率谱密度(PSD)。时空图(图 5(a))上存在明显的压力波动在周向传播的过程(且各工况下现象较为接近),通过时间轴上的周期性可知最主要的压力波动对应 BPF;此周向压力脉动传播一周的时间约为 90~95 个时间步,对应周向旋转角速度约为 -4.25Ω ,其中 Ω 表示转子转速;其在同一时刻、周向上的表现为 5 道条纹。此空间压力脉动结构的模态数与旋转角频率都可以用动静干涉模态理论解释(后文将提及)。对空间-频率图(图 5(b))而言,不同周向位置上在 RIF 及 BPF 两处的频谱特性基本一致,表明在较大时间周期上圆周各个位置的主要压力脉动特点是相近的,此工况下 RIF 出现的频率范围约为 0.5~0.7 倍 BPF。另外,频谱幅值上的一致性也是之后进行周向压力模态分解的基础。

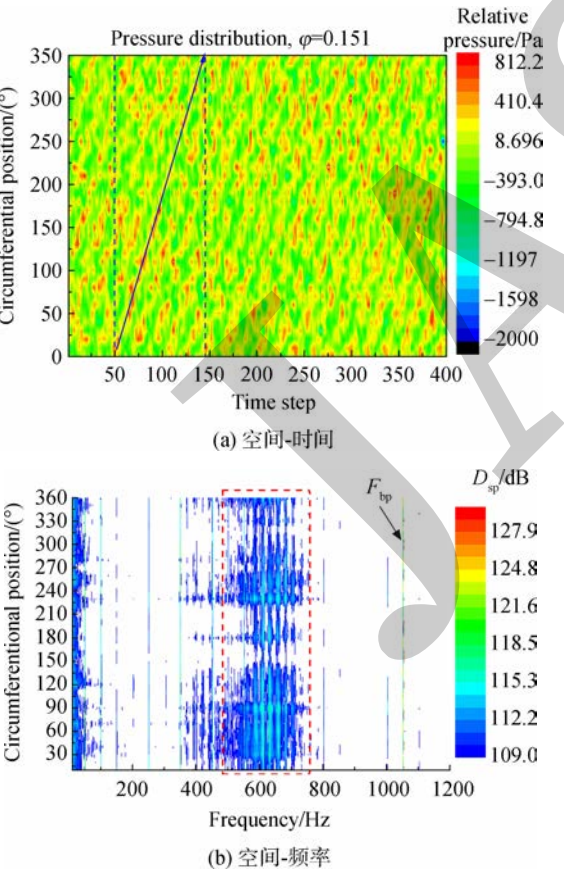


图 5 压力脉动的空间分布云图

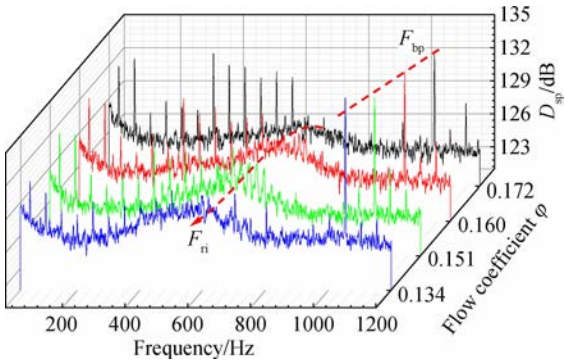


图 6 不同流量工况功率谱密度对比

Fig. 6 PSD in different flow coefficient conditions

化为平缓的宽频凸起结构,并始终向低频移动。

在所得各工况下的压力频谱上,共有 3 个主要成分包含明显的周向模态特性,分别为 BPF、RIF 和 RF(转子频率,rotating frequency,量符号记为 F_r),如图 7 所示,图中 L_{sp} 表示声压级(SPL)。其中 BPF 是动静干涉现象所对应模态;RF 由叶轮的动静不平衡性而形成,周向模态阶数与频率成正比;RIF 通常由连续阶数的模态主导宽频凸起上的各个尖峰。

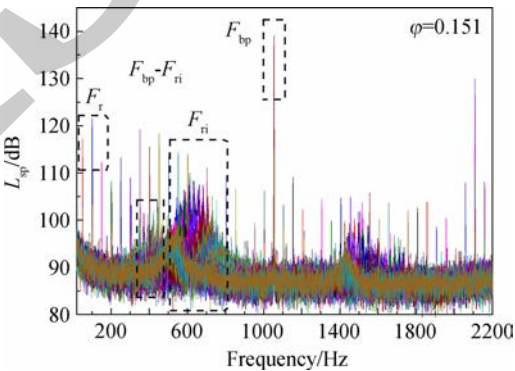


图 7 频谱周向模态成分示意图

Fig. 7 Spectral circumferential modal component

对 RIF 宽频凸起进行周向模态分解,对应 4 个不同的流量工况,所得结果如图 8 所示,流量工况的选取从 RI 现象开始出现至基本消失,图中所示周向模态数没有经过高阶校准。如图 8(a),在较大流量工况下,RI 对应宽频凸起的幅值较小,构成 RI 的 5 个周向模态成分呈现宽频多峰特点。图 8(b)中,流量减少后,RI 现象得到发展,呈清晰的宽频多峰特点,对应 RIF 处幅值显著增大,频谱上主要峰值所对应的主导模态较难确定。随着流量再次减小,图 8(c)中各阶周向模态呈现单峰特点,RI 主模态清晰,RIF 向低频部分移动,对应 RIF 的幅值增大并趋于稳定;进一步减少流

在所做的不同流量工况的测量中,图 6 为 4 个流量工况下的功率谱。不同工况下一阶 BPF 之下的 RIF 处,随着流量由大到小变化,宽频带凸起幅值变大,并逐渐形成多个尖峰的特点,其存在的流量系数范围为 $\varphi=0.160\sim0.149$,后又退

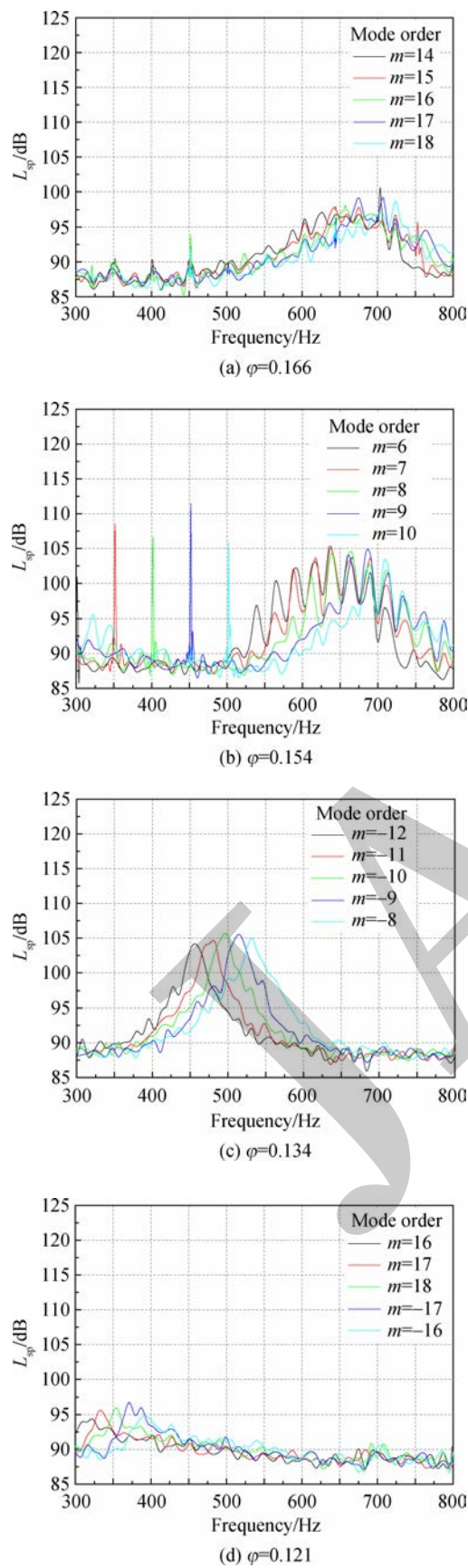


图 8 不同流量系数下 RIF 周向模式分解结果
Fig. 8 Circumferential mode decomposition results
at RIF in different flow coefficient conditions

量后,图 8(d)中 RIF 继续向低频移动,RI 现象减弱,对应 RIF 幅值明显减小。

3.2 高阶模态校准

通过布置 18 个测点和 20 个测点的同步测量,分别进行模态分解并通过频谱对比及高阶模态校准方法,得到频谱各峰值主导周向模态的置信结果。为对校准方法进行验证分析,首先以 $\varphi=0.151$ 工况下,BPF 处的周向模态成分为校准对象,其频谱峰值的模态信息如图 9 所示。可以看到,BPF 处幅值最大的两个周向模态,分别是 $(-5,-5)$ 模态与 $(3,1)$ 模态,其中前者在两套测点布置下的分解幅值有明显的差异,说明由于测点数的变化导致的混叠等问题对算法精度有一定的影响。利用式 (7) 对这两组模态进行校准处理,如表 2 所示,

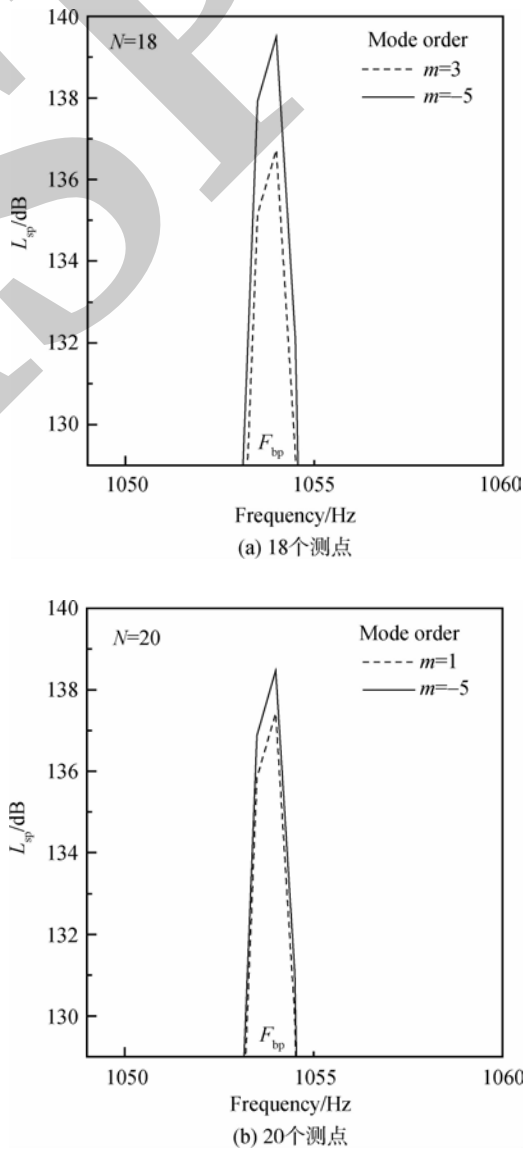


图 9 BPF 周向模态成分
Fig. 9 Circumferential modal component at BPF

表 2 BPF 周向模态校准

Table 2 Circumferential modes calibration at BPF

序号	校准模态	测点数	实测模态	$v=1$	$v=2$	$v=3$	$v=-1$	$v=-2$	$v=-3$
1	21	36	-15	21 [*]	57	93	-51	-87	-123
		18	3	21 [*]	39	57	-15	-33	-51
		20	1	21 [*]	41	61	-19	-39	-59
2	-5	36	-5 [*]	31	67	103	-41	-77	-113
		18	-5 [*]	13	31	49	-23	-41	-59
		20	-5 [*]	15	35	55	-25	-45	-65

注:表格中“*”模态为校准值。

对所测得模态结果进行列举和筛选,同时附上 36 个测点的 BPF 分解结果。可见,在 $-50<m'<50$ 范围内所能得到的调整模态唯一,分别是 $m'=-5$ 与 $m'=21$,BPF 处频谱成分的真实模态应当满足 $m_x=m'-i'\cdot S$,故在排除更高阶模态的可能性之后,认为真实模态成分为-5 与 21。

根据管道声传播理论^[19],对应 BPF 处模态数与周向旋转角速度可以表示为

$$m=nB+kV,\quad \Omega_m=\frac{nB}{nB+kV}\Omega\quad (8)$$

本文单级压气机对应 $B=21,V=13$,最为明显的动静干涉模态 $m=-5$,对应 $n=1,k=-2$,得到其理论旋转角速度 $\Omega_m=-4.2\Omega$,与图 5 观察到的压力脉动的周向传播规律相符,是入口导叶与动叶共同作用的流场脉动。 $m=21$,对应 $n=1,k=0$,是转子周期性扫过产生的压力脉动。

通过对 BPF 处周向模态成分的校准和分析,验证了校准方法的可行性。在此基础上,对个工况下 RIF 的周向模态成分进行校准,由于 18 个测点和 20 个测点布置方法的两套测点公倍数 $S=180$,而所使用的传感器位 36 个,故理论上高阶模态校准方法将所能识别的模态上限提升了 5 倍。假定 RIF 的真实模态小于 180,得到各个峰值校准后的周向模态成分,如图 10 所示,图中 $A_m(f)$ 代表压力信号的功率谱分解为各模态后的幅值。BPF 处两个主要模态为 21 与-5,而 RIF 区域的高幅值深色区域对应模态范围为 38~42。

各工况下 RIF 处幅值最大峰值的周向模态主模态,其随流量变化情况,以及对应模态的频率、转速随流量变化的曲线如图 11 所示,其中 $\Omega_{rif}、\Omega_{bpf}$ 分别表示 RIF 主模态与 BPF 模态的旋转速度。流量减小时,RI 主模态向低阶移动,且几乎是线性变化,在所能观察到 RI 峰值的最小流

量峰值下,RI 主模态为 25;另一方面,随着流量的减小,RI 频带凸起向低频移动,主模态频率也减小,但由 $\Omega_{rif}=f/m$ 所得到的模态转速却是有一定地上升,这与叶顶泄漏流动在小流量工况下在周向速度提升有关联。

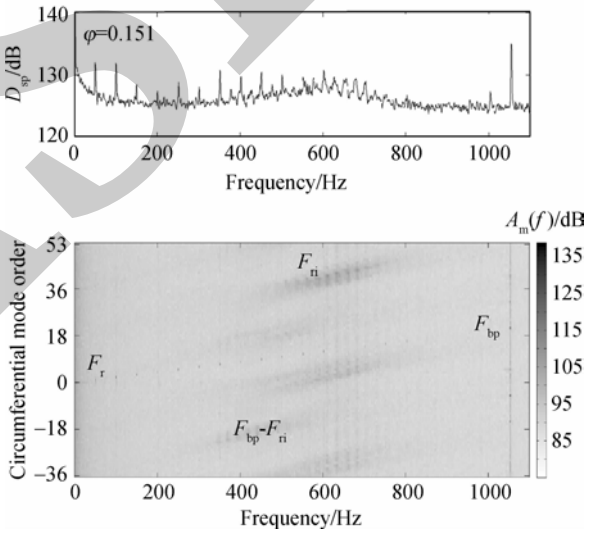
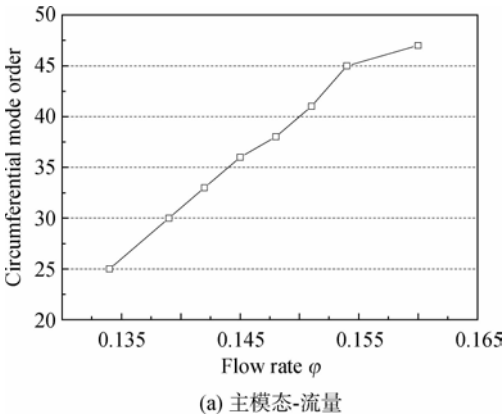
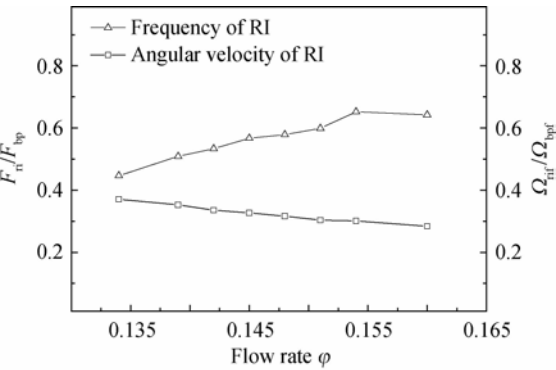


图 10 校准后的模态频谱云图

Fig. 10 Calibrated mode spectrum cloud chart



(a) 主模态-流量



(b) 主模态-转速和主模态-频率

图 11 RIF 主模态特性

Fig. 11 Characteristics on dominate mode of RI

3.3 压力脉动的时变特性

利用式(2)与式(3)所表示的周向压力模态的时域分解,本文进一步从时变特性的角度分析 RI 压力脉动特点。根据 Pardowitz 等^[8-9]的研究,RI 在时域上是不稳定的,各模态成分在压力脉动中的表现可能是有随机性与互相独立的。为验证本压气机实验台中 RI 的时变特性,首先对单测点压力值作时频变换分析(短时傅里叶变换,STFT),对应 RI 较为明显的流量工况下的分析结果如图 12 所示,图中 t 表示以转子旋转圈数为单位的无量纲时间。可以看到,BPF 所对应的频谱峰值在时间轴上是相对平稳的,而 600 Hz 左右的 RIF 宽频凸起结构则表现出明显的幅值脉动。与多尖峰特点对应的在时间轴上延伸的高幅值条纹连续性不强,但并没有观察到斜向的条纹,这说

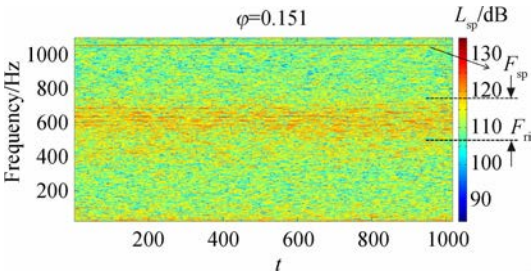


图 12 压力信号的 STFT 结果

Fig. 12 STFT result of pressure signal

明 RI 流场结构本身的传播速度并没有明显波动,而其强度却是不稳定的。不同流量工况下,RIF 频带的 STFT 结果出现一定的频移和幅值变化,但幅值脉动的特点是一致的。

利用时域周向模态分解,给出 BPF 对应模态(21,在 36 个测点周向模态分解中对应-15)及特征工况下 RIF 主模态(40,在 36 个测点周向模态分解中对应 4)的幅值及相位的时变谱,如图 13 所示,其中 $|A_m|$ 表示对应模态的幅值。BPF 对应模态的幅值存在小幅波动而相位谱的变化几乎是均匀的,这表征了对应压力模态波的旋转,相位的时变周期可以对应 BPF。相比之下 RIF 主模态的周向旋转结构在相位谱中并不是一直可以观察到的:模态幅值常常波动至零附近,当各模态处于一些幅值较大的时刻时,相位的规律变化趋势较明显;同一个工况下,不同模态的相位谱出现匀变规律的时间点没有很强的关联性。RIF 成分时变特性中包含了实验中流场扰动的信息,有待进一步探究。

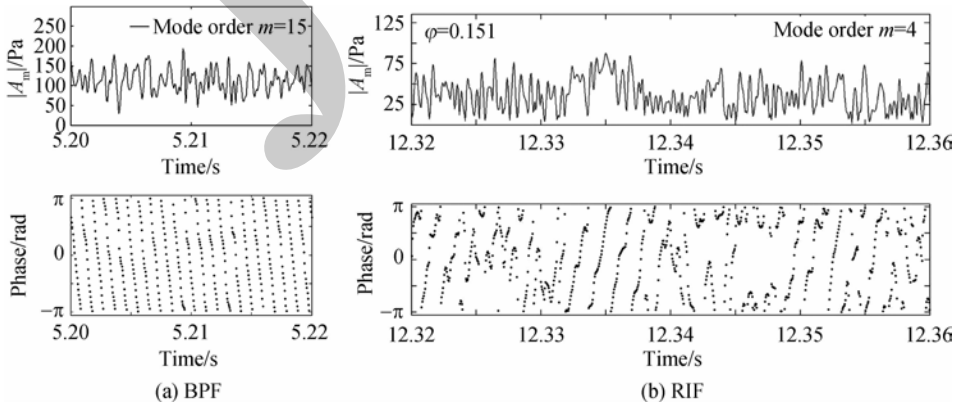


图 13 BPF 及 RIF 成分的时变幅值/相位特性

Fig. 13 Time-resolved amplitude and phase characteristics of BPF and RIF

4 结 论

本文提出一种通过不同测点数组合来校准预测叶顶区域流动高阶周向模态的实验方法。应用

该方法测量并分析了压气机叶顶区域压力脉动特点,得到了压气机叶顶区域不同流量工况下旋转不稳定性(RI)压力脉动现象的周向模态特性,主要结论如下:

1) 对于不同流量工况下叶顶区域压力波动的频谱特性,在 1 阶 BPF 之下的 RIF 处,随着流量减小,宽频带凸起的幅值增大明显,并逐渐形成多个尖峰的特点,此特点其存在的流量系数范围为 $\varphi=0.160\sim 0.149$,后又退化为平滑的宽频凸起结构,幅值减小。整个频带结构始终随流量减少向低频移动。

2) 基于模态数受限的混叠原理,提出了高阶模态校准预测方法。通过不同测点组合的实验测量,对 BPF 处压力频谱周向压力模态进行了分解和校准,表明该高阶模态校准预测方法有效,在使用 18 个测点与 20 个测点组合测点情况下,所能识别的模态上限提升至原来的 5 倍。通过校准后的 RI 的主要模态分布分析,发现流量减小时,RI 主模态阶数降低,在频谱上向低频区域移动,而各模态转速有一定地上升,这与叶顶泄漏流动在小流量工况下在周向速度提升有关。

3) 对压力脉动特点进行时频分析,通过对比 BPF 及 RIF 处的 STFT 结果,在时间轴上 RI 流场结构的传播速度并没有明显改变,而其强度却是波动的、不稳定的;周向模态分解的时域结果同样验证了该点,而各模态幅值的波动是相互独立的。

参考文献:

- [1] 乔渭阳. 航空发动机气动声学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2010:4-7.
- [2] MATHIOUDAKIS K, BREUGELMANS F A E. Development of small rotating stall in a single stage axial compressor[R]. ASME Paper 85-GT-227, 1985.
- [3] BAUMGARTNER M, KAMEIER F, HOURMOUZIADIS J. Non-engine order blade vibration in a high pressure compressor[R]. Melbourne, Australia; the 12th International Symposium on Airbreathing Engines, 1995.
- [4] KAMEIER F, NEISE W. Rotating blade flow instability as a source of noise in axial turbomachines[J]. Journal of Sound and Vibration, 1997, 203(5): 833-853.
- [5] MAILACH R, LEHMANN I, VOGELER K. Rotating instabilities in an axial compressor originating from the fluctuating blade tip vortex[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(3): 453-463.
- [6] MÄRZ J, HAH C, NEISE W. An experimental and numerical investigation into the mechanisms of rotating instability[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(3): 367-375.
- [7] VO H D. Role of tip clearance flow in rotating instabilities and nonsynchronous vibrations[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(3): 557-561.
- [8] PARDOWITZ B, TAPKEN U, ENGHARDT L. Time-resolved rotating instability waves in an annular cascade

- [R]. Colorado Springs, CO; the 18th AIAA and CEAS Aeroacoustics Conference, 2012.
- [9] PARDOWITZ B, TAPKEN U, NEUHAUS L, et al. Experiments on an axial fan stage; time-resolved analysis of rotating instability modes[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2015, 137(6): 062505. 1-062505. 9.
- [10] NEUHAUS L, NEISE W. Active flow control to improve the aerodynamic and acoustic performance of axial turbomachines[R]. St. Louis, Missouri; the 1st Flow Control Conference, 2002.
- [11] NEUHAUS L, SCHULZ J, NEISE W, et al. Active control of the aerodynamic performance and tonal noise of axial turbomachines[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part A Journal of Power and Energy, 2003, 217(4): 375-383.
- [12] HOLSTE F, NEISE W. Noise source identification in a prop fan model by means of acoustical near field measurements[J]. Journal of Sound and Vibration, 1997, 203(4): 641-665.
- [13] LIU J M, HOLSTE F, NEISE W. On the azimuthal mode structure of rotating blade of instabilities in axial turbomachines[R]. State College, PA; the 2nd AIAA and CEAS Aeroacoustics Conference, 1996.
- [14] 应怀樵,董书伟,应明,等. 信号处理中“奇妙”的混叠现象[R]. 杭州:全国振动与噪声高技术及应用会议, 2007.
- [15] 姚丹,田杰,欧阳华,等. 压气机旋转不稳定性的周向模态特性及其分解方法[J]. 航空动力学报, 2018, 33(2): 431-439.
- YAO Dan, TIAN Jie, OUYANG Hua, et al. Investigation into circumferential mode characteristic of rotating instability and its decomposition method in an axial compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(2): 431-439. (in Chinese)
- [16] WANG H, WU Y D, OUYANG H, et al. Circumferential propagating characteristics of tip leakage flow oscillation and its induced rotating pressure wave[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part A Journal of Power and Energy, 2016, 230(4): 374-387.
- [17] WANG H, WU Y D, OUYANG H, et al. Investigations of rotating instability and fluctuating tip clearance flow in a low-speed axial compressor[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part G Journal of Aerospace Engineering, 2016, 230(6): 981-994.
- [18] 王昊,吴亚东,欧阳华,等. 低速轴流压气机中气动旋转不稳定性及叶顶泄漏流脉动特性[J]. 航空动力学报, 2016, 31(9): 2239-2250.
- WANG Hao, WU Yadong, OUYANG Hua, et al. Aerodynamic rotating instability and fluctuated characteristics of tip clearance flow in low speed axial flow compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(9): 2239-2250. (in Chinese)
- [19] TYLER J M. Axial flow compressor noise studies[R]. Society of Automotive Engineers, SAE Technical Paper 620532, 1962.