

文章编号: 1000-8055(2006)04-0693-5

上游叶片尾迹对转子叶片非定常表面压力频谱特性影响的研究

王英锋, 胡 骏, 罗标能, 李传鹏

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 为了研究上游叶片尾迹对轴流压气机转子叶片非定常表面压力的影响, 采用在叶片表面埋设微型压力传感器的方法, 测量了一个单级低速轴流压气机转子叶片的非定常压力分布。对转子叶片非定常压力分布的分析显示: 转子叶片压力面非定常表面压力主要受上游叶片尾迹影响, 其主导频率为上游叶片尾迹频率及其倍频, 压力波动幅度随上游叶片尾迹的衰减而沿流向减弱。转子叶片吸力面非定常压力受叶片附面层和上游叶片尾迹共同影响, 其主导频率为上游叶片尾迹频率及其倍频, 但是在吸力面前部气流加速区压力波动幅度沿流向增大, 而在吸力面后部气流减速区压力波动幅度沿流向减小。在存在尾缘分离的情况下, 在分离区附近产生较大压力波动。尾缘气流分离产生的压力波动频谱中含有上游叶片尾迹频率及其倍频的分量, 但其频谱可能比较复杂, 并非单一地受上游叶片尾迹影响。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 叶轮机械; 转静干涉; 动态测量; 频谱

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Effects of the up-stream blade wakes on the spectrum of rotor blade unsteady surface pressure

WANG Ying-feng, HU Jun, LUO Biao-neng, LI Chuan-peng

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The unsteady surface pressures on the rotor blades of a single-stage low-speed axial compressor were measured by means of mounting micro-sensors on the surface the blades. The effects of up-stream blade wakes on the spectrum of rotor blades unsteady surface pressure were analyzed. On the rotor blade pressure surface, the dominant frequencies of unsteady surface pressure are the up-stream blade wake passing frequency and its harmonics, and the amplitudes of pressure fluctuations decrease from leading edge to trailing edge. However, on the blade suction side from leading edge to trailing edge, the amplitudes of pressure fluctuations increase at the fore part where flow accelerates and decrease at the rare part where flow decelerates. Flow separation produces pressure fluctuations of large amplitudes, possibly with the dominant frequencies differ from up-stream blade wake passing frequency and its harmonics.

Key words: aerospace propulsion system; turbomachinery; blade row interactions; dynamic measurements; frequency spectrum

叶轮机械内部的流场是非定常的, 由于不同 叶排之间的相互干扰(转静干涉)产生的非定常流

收稿日期: 2005 - 07 - 05; 修订日期: 2006 - 01 - 10

作者简介: 王英锋(1977 -), 男, 河南濮阳人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 主要从事叶轮机气动热力学研究。

动现象是叶轮机机械非定常流中的重要内容。

转静干涉是由于转子叶片和静子叶片间的相互转动而产生的非定常流动现象。转静干涉不仅影响叶轮机机械的工作性能,而且也会因为产生非定常的气动力而影响叶轮机机械的疲劳寿命。因此,叶轮机机械中的转静干涉引起了越来越多的关注。不少学者对转静干涉对叶轮机机械性能的影响进行了研究;一些学者进行了将转静干涉效应纳入叶轮机机械设计体系以及基于转静干涉效应发展新的叶轮机流型的基础性研究^[1-3];还有一些学者对转静干涉引起的气动噪声和叶片颤振进行了研究^[4,5];而当前研究较多的是上游叶片的尾迹和下游叶片的势扰动对叶片非定常表面压力和气动力的周期性影响^[6-10]。

本文依据一个单级低速轴流压气机转子叶片非定常表面压力测量的结果,分析了上游导向器对转子叶片非定常表面压力的影响。

1 实验方法介绍

本文的实验是在南京航空航天大学单级低速轴流压气机实验器上进行的。该实验器有进口导向器(IGV)、转子(Rotor)和静子(Stator)3排叶片,进口导向器和转子30个叶片,静子36个叶片;导向器与转子之间及转子与静子之间的轴向间距可调。在本文的实验中拆除了静子叶片以研究导向器对转子叶片非定常表面压力的影响。

实验采用将微型压力传感器埋入叶片表面的方法测量转子叶片表面的非定常压力分布。本实验采用的 Kulite LQ-125 压力传感器响应频率为 300 kHz,在实验中采用的采样频率为 20 480 Hz。

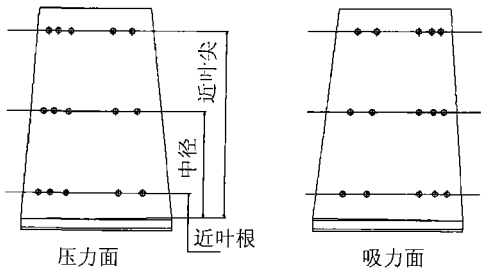


图 1 传感器埋设位置示意

Fig. 1 Sections for mounting sensors

考虑到,本文关心的信号频率不超过 2 000 Hz, 20 480 Hz 的采样频率已足够。在实验前对传感器进行了稳态标定。在测量的压力范围内,传感器的非线性误差约为 0.001。

传感器埋设在转子叶片近叶根(10 %叶高)、中

径(50 %叶高)和近叶尖(90 %叶高)3 个截面,每个截面的吸力面和压力面各埋设了 5 个传感器(如图 1、2)。各截面传感器的埋设位置如表 1 所示。

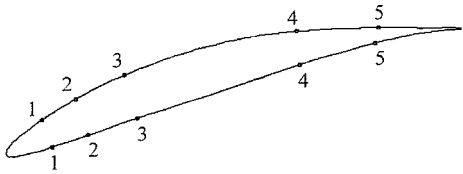


图 2 截面传感器埋设位置示意

Fig. 2 Positions for mounting sensors on individual section

表 1 中给出的是以叶型前缘为原点各测点沿叶型的曲线坐标, L_p 为压力面弧长, L_s 为吸力面弧长。实验中采用两个转子叶片分别埋设吸力面和压力面的传感器,两个叶片周向间隔对称分布。

表 1 叶型表面压力测点位置

Table 1 Positions for mounting sensors on individual section

序号	叶盆	叶背
1	10 % L_p	10 % L_s
2	18 % L_p	18 % L_s
3	29 % L_p	29 % L_s
4	65 % L_p	65 % L_s
5	81.5 % L_p	81.5 % L_s

由于传感器及其导线随转子一起旋转,在实验中利用滑环引电器将电源电压传输到传感器并将传感器信号传输到信号采集系统。

在实验过程中,利用锁相装置精确记录了转子的位置,并据此对测量信号进行总体平均,以减少随机噪声干扰。总体平均方法如公式(1)所示。其中, $P_j(t)$ 为第 j 次测量(即第 j 个转子周期)转子转到由 t 决定的特定位置时的压力。

$$P(t) = \frac{1}{K} \sum_{j=0}^{K-1} P_j(t) \tag{1}$$

在实验数据的处理分析中,先对每一个测点测量得到的各转子周期的表面压力数据进行总体平均,然后再通过快速傅立叶变换分析叶片非定常表面压力的频谱。根据文献[11],参与总体平均的周期数大于 100 就可以有效地减少随机噪声的干扰。在实验中,测量并记录了约 150 个转子

周期的转子叶片表面压力数据用于总体平均。

本文将根据静 - 动结构 (IGV + Rotor) 的实验结果对上游导向器 (IGV) 对转子叶片非定常表面压力的影响进行分析。

2 转子叶片吸力面非定常压力脉动特性

图 3 显示了实验压气机静 - 动结构 (IGV + Rotor, 轴向间距为 20 % 导向器叶片弦长) 在转速为 1 000 r/min 时的压升特性。图中, $\Phi = C_a/U$ 为轴向速度系数, $\Psi = \frac{P_s - P_T}{0.5\rho U^2}$ 为总静压升系数。其中, C_a 为压气机进口轴向速度, ρ 为进口气流密度, U 为转子中径处的线速度, P_s 为压气机出口静压, P_T 为压气机进口总压。

图 4 左、右两图分别显示了图 3 中 A 点所示工况下, 近叶尖截面吸力面各测点的压力波动 (瞬

时压力减时均压力) 及其频谱特性。TS1, TS2, TS3, TS4 和 TS5 分别代表近叶尖吸力面从前缘到尾缘的第 1, 2, 3, 4 和 5 个测点 (如图 2 所示)。

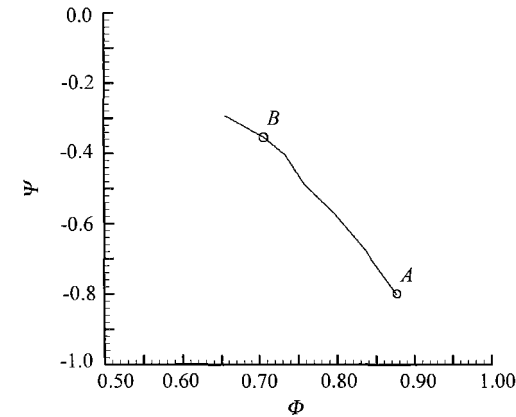


图 3 实验压气机的压升特性

Fig. 3 Performance map of testing compressor

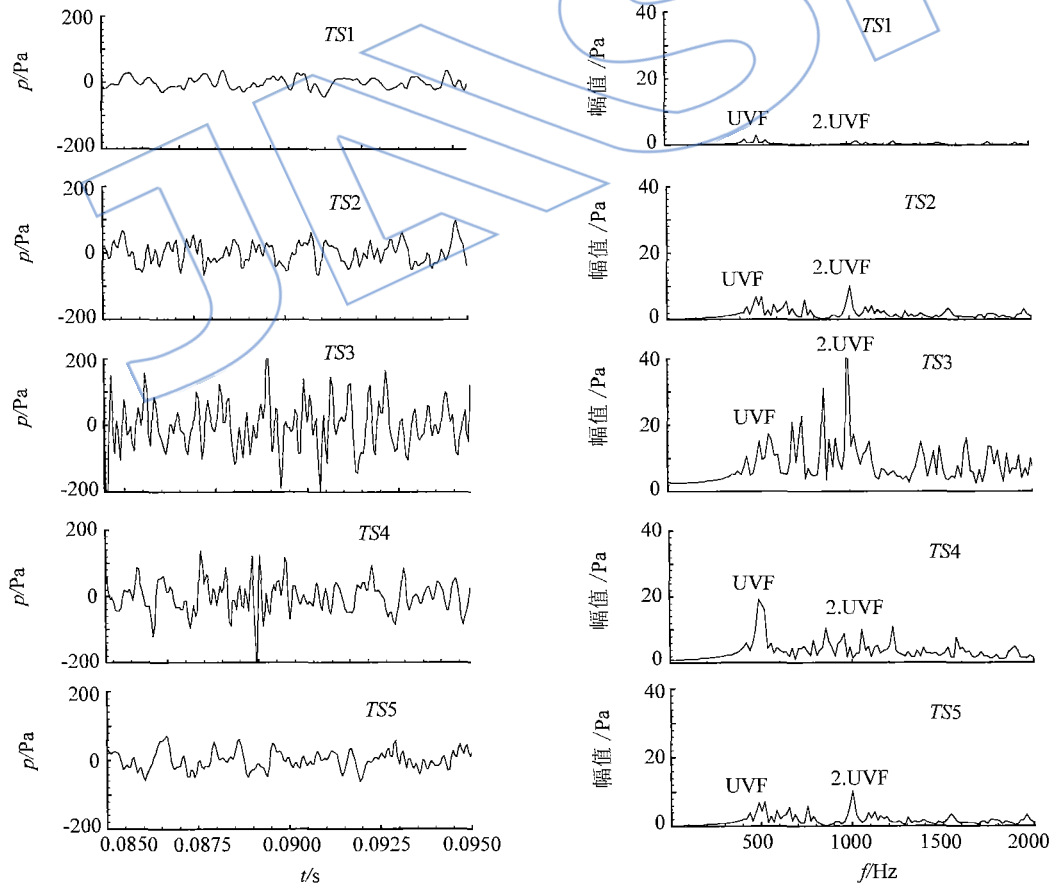


图 4 工况 A 近叶尖吸力面测点压力频谱

Fig. 4 Fluctuations and frequency spectra of surface pressure on near tip section of suction side in conditon A

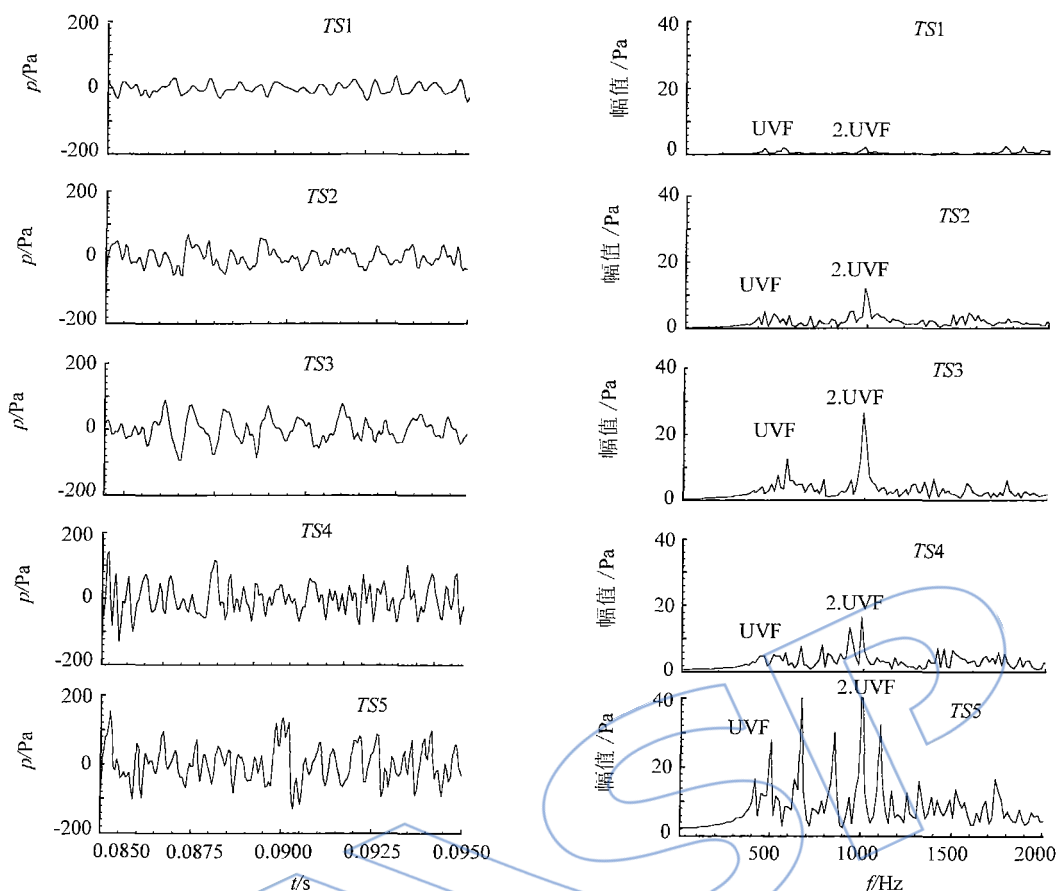


图 5 工况 B 近叶尖吸力面测点压力频谱特性

Fig. 5 Fluctuations and frequency spectra of surface pressure on near tip section of suction side in condition B

转子叶片各测点的非定常压力的主导频率是扫过上游导向器叶片的频率 (UVF, Upstream-Vane Frequency) 及其倍频。由于转子叶片和上游导向器叶片相对转动, 转子叶片周期性地扫过上游导向器叶片的尾迹。导向器叶片尾迹速度较主流区低, 导向器后形成尾迹与主流区交替的不均匀流场, 使转子叶片攻角产生周期性变化, 因而使转子叶片表面压力也呈周期性变化。此外, 上游叶片尾迹中还会存在较强的涡 (如上游叶片的尾缘脱落涡等), 这些涡会产生较大的压力变化, 因而在向下游传播的过程也会在下游叶片产生非定常的表面压力。涡传播产生的下游叶片的非定常表面压力频率为 UVF 或其倍频^[12]。

由图 4 可见, 在转子叶片吸力面前部的气流加速区, 从前缘向后, 叶片表面的压力波动幅度不断增大, 然后, 在吸力面后部的气流减速区, 叶片表面压力波动的幅度从前向后逐渐减弱。这与在转子叶片尾迹影响下的下游静子叶片表面压力波动沿流向的变化不同。

在转子叶片尾迹的影响下, 静子叶片表面压力波动从前缘到尾缘逐渐减弱, 这是由于转子叶片尾迹的影响在静子通道中传播的过程中逐渐减弱^[6,12,13]。而转子叶片吸力面压力脉动从前缘至尾缘先增大后减小是上游导向器尾迹影响衰减所不能解释的, 这和转子叶片吸力面的附面层与上游导向器尾迹的相互作用有关。虽然转子叶片吸力面和静子叶片吸力面一样, 气流先加速再减速。但在同样受到上游叶片尾迹影响的条件下, 转子叶片吸力面和静子叶片吸力面的表面压力波动沿流向的变化规律却不同。在叶片附面层与上游叶片尾迹相互作用的过程中, 在静子叶片吸力面, 以上游叶片尾迹为主导, 所以表面压力波动随着尾迹影响的衰减而减弱; 而在转子叶片吸力面, 附面层有很大的影响, 所以转子叶片吸力面表面压力波动幅度沿流向的变化与叶片表面气流的加速和减速相吻合。但是, 在转子叶片的吸力面, 上游叶片尾迹的影响仍是很明显的, 毕竟转子叶片吸力面表面压力波动的主导频率仍是上游叶片尾迹扫过的频率 (UVF) 及其倍频。

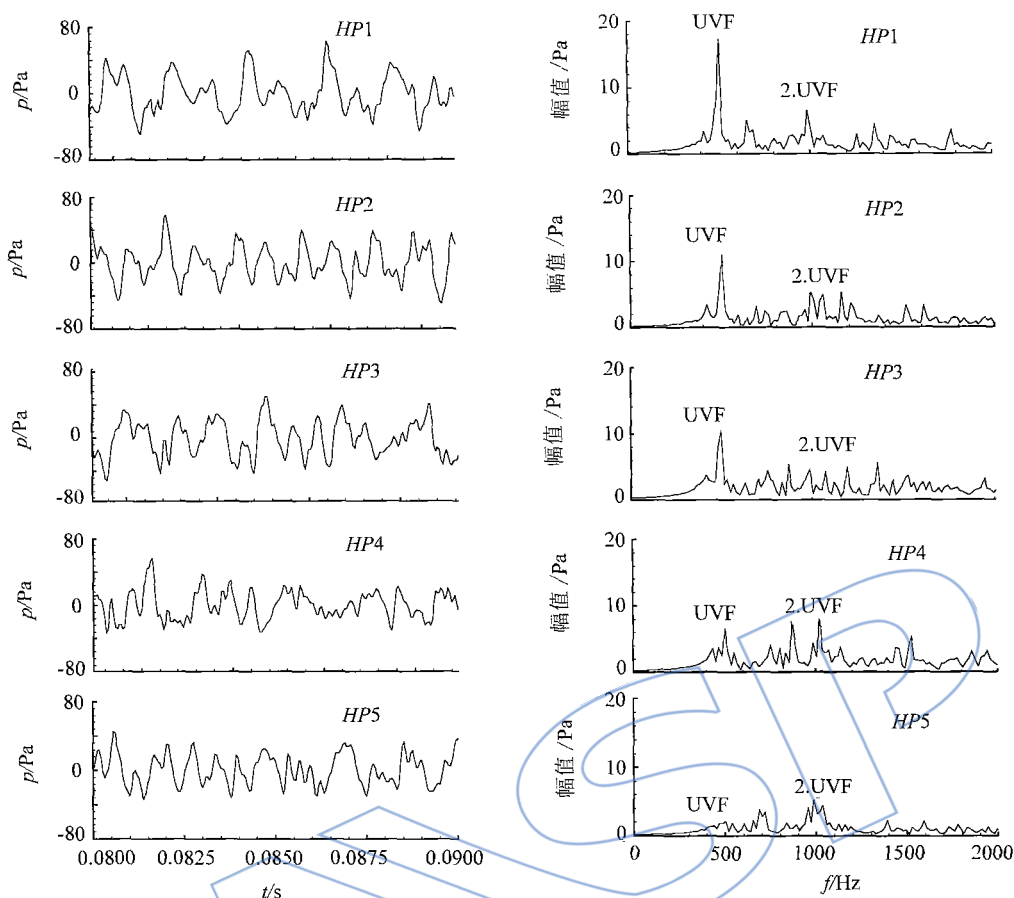


图6 工况B近叶根压力面压力波动频谱特性

Fig. 6 Fluctuations and frequency spectra of surface pressure on near hub section of pressure side in condition B

应该说,在转子叶片的吸力面,附面层和上游叶片尾迹共同决定了非定常表面压力波动。转子叶片吸力面附面层和上游尾迹的相互作用很明显,这意味着可以发展通过尾迹与附面层相互作用减弱转子叶片非定常气动力或改善其分布的方法。

图5为图3中B点所示工况下,近叶尖截面吸力面各测点的压力波动及其频谱特性。

图5中,近尾缘测点(TS5)的压力波动幅度显著大于其它各测点。这是因为随着流量减小,转子叶片的攻角增大,至工况B,已经在转子吸力面近尾缘处出现气流分离。分离造成的表面压力波动显著强于上游叶片尾迹和分离前的附面层干涉产生的表面压力波动。所以,在出现分离后,叶片将承受更强的非定常气动力,并且在分离区附近非定常气动力的强度增加尤其显著。

3 转子叶片压力面非定常压力脉动特性

图6显示了工况B近叶根截面各测点压力波动及其频谱特性。

转子叶片压力面各测点压力波动的主导频率是扫过上游导向器叶片尾迹的频率(UVF)及其倍频。与吸力面不同,随着上游导向器尾迹的影响沿流向不断衰减,压力面从前缘至尾缘压力波动幅度逐渐减小。这反映出转子叶片压力面的非定常压力波动主要是因为受上游导向器叶片尾迹影响而产生的。

图7显示了工况A近叶根截面压力面各测点压力波动及其频谱特性。

在大流量的工况A,除近尾缘测点外,沿流向各测点压力波动幅度逐渐减小,且主导频率为转子叶片扫过上游导向器尾迹的频率(UVF)。近尾缘测点(HP5)的压力波动幅度较大。这是由于工

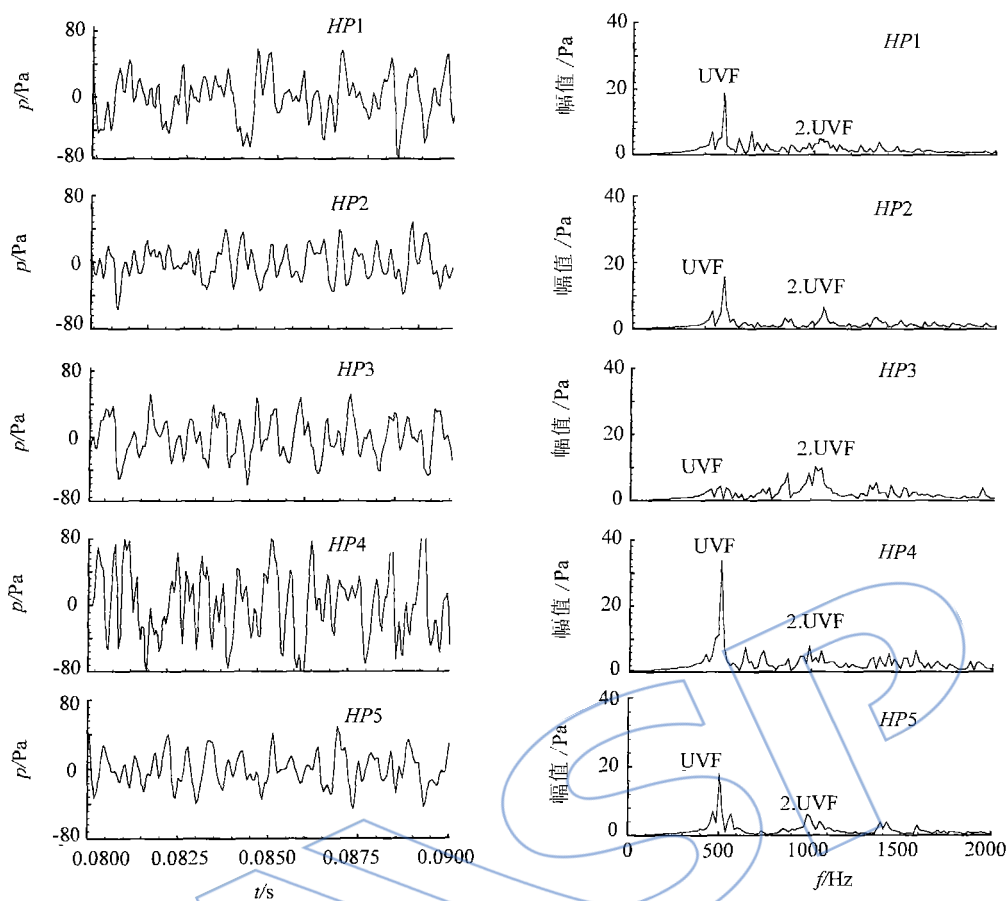


图 7 工况 A 叶根压力面各测点压力波动频谱

Fig. 7 Fluctuations and frequency spectra of surface pressure on near hub section of pressure side in condition A

况 A 流量较大,转子叶片工作于负攻角下,在压力面尾缘附近出现了气流分离,使得近尾缘压力波动幅度增大。压力面近尾缘处气流分离造成的压力波动幅度,与近前缘处因上游导向器叶片尾迹而产生的压力波动幅度相当。从频谱来看,压力面近尾缘处压力波动的主导频率仍然是扫过上游导向器尾迹的频率(UVF)及其倍频,说明尾缘气流分离也受到上游导向器尾迹的影响。这说明在小攻角或负攻角的工况下,转子叶片压力面的气流分离也可用通过上游叶片的尾迹进行控制。

不论是吸力面还是压力面,沿径向各截面非定常压力波动分布类似。不同的是,由近叶根截面向近叶尖截面,压力波动的幅度逐渐增大。

4 转子叶片吸力面和压力面非定常表面压力的比较

转子叶片的压力面与静子叶片一样,随着上游叶片尾迹影响的衰减,表面压力波动的幅度沿

流向逐渐减小^[6,12,13]。然而,似乎只有转子叶片的吸力面例外。从转子叶片吸力面和压力面非定常压力分布的不同来看,转子吸力面压力波动幅度沿流向先增大后减小的现象可能与叶片表面的压力梯度有关;而从转子叶片吸力面和静子叶片吸力面非定常压力分布的不同来看,转子叶片吸力面的这种特殊非定常压力分布应该还与转子做功有关。

在存在叶片尾缘气流分离的情况下,因为转子叶片尾缘分离涡脱落的频率未必和上游叶片尾迹频率一致,转子叶片尾缘气流分离涡产生的表面压力波动的主导频率也未必和上游叶片尾迹频率及其倍频一致。如图 5 和图 7 所示,在小流量的工况 B 转子叶片吸力面尾缘分离产生的非定常压力波动频谱比较复杂,不限于上游导向器尾迹频率(UVF)及其倍频;而在大流量的工况 A,转子叶片压力面尾缘分离产生的非定常压力波动主导频率为上游导向器尾迹频率(UVF)及其倍

频。

因为现有的压气机在设计时并没有考虑上游叶片尾迹对转子叶片尾缘气流分离的影响,所以,转子叶片尾缘气流分离产生的非定常压力波动是否与上游叶片尾迹相关都是可能的。然而,不管是频谱复杂的工况B的TS5测点还是工况A的HP5测点,压力波动的频谱中都含有显著的上游导向器频率(UVF)及其倍频的分量。这说明,不管是吸力面还是压力面,尾缘气流分离都是受上游导向器尾迹影响的。因此,通过上游叶片尾迹控制转子叶片尾缘脱落涡也是可能的。文献[2]中探讨了利用上游叶片尾迹控制转子叶片尾缘脱落涡的途径,即“非定常耦合流型”,并认为通过合理组织上游叶片尾迹的激励,可以使流场更加有序,波动幅度减小。

5 结 论

通过对一个单级低速轴流压气机转子叶片表面非定常压力测量数据的分析,研究了上游导向器叶片(IGV)对转子叶片非定常表面压力的影响。在没有气流分离时,在上游导向器叶片尾迹的影响下,转子叶片压力面的非定常压力波动的主导频率为上游导向器尾迹频率(UVF)及其倍频;此外,压力波动的幅度沿流向逐渐减小。

然而,在没有气流分离时,虽然转子叶片吸力面压力波动的主导频率也是上游导向器尾迹频率(UVF)及其倍频,但是在吸力面前部的气流加速区压力波动幅度沿流向逐渐增大,而在吸力面后部的气流减速区压力波动幅度沿流向逐渐减弱。

若存在气流分离,不管是吸力面还是压力面,都会在分离区附近产生较大的压力波动。由于现有的压气机在设计时并没有考虑到尾缘分离与上游叶片尾迹的耦合,叶片尾缘分离产生的压力波动频率不一定和上游叶片尾迹的频率相关联。

参考文献:

- [1] 季路成,周盛. 转/静干涉效应纳入设计体系的途径探索[J]. 工程热物理学报,1999,20(5):580-583.
Ji Lucheng, Zhou Sheng. Exploration on the ways to include rotor/stator interaction effects into design system[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 1999, 20(5):580-583.
- [2] 侯安平,周盛. 轴流式叶轮机时序效应的机理探讨[J]. 航空动力学报,2003,18(1):70-75.
Hou Anping, Zhou Sheng. Probe into the mechanism of clocking effect in turbomachinery[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2003, 18(1):70-75.
- [3] 周盛,侯安平,弓志强,等. 关于轴流压气机的非定常两代流型[J]. 航空学报,2005,26(1):1-7.
Zhou Sheng, Hou Anping, Gong Zhiqiang, et al. Two generations of unsteady flow type for axial compressor[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2005, 26(1):1-7.
- [4] 罗俊,李晓东. 转子/静子干涉气动声学反问题研究[J]. 航空动力学报,2001,16(3):279-282.
Luo Jun, Li Xiaodong. An inverse aeroacoustic problem on rotor stator interaction[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2001, 16(3):279-282.
- [5] 郭恩民,周盛,陆亚钧. 叶片排干涉对叶片颤振和强迫相应影响的研究[J]. 航空学报,1999,20(4):343-347.
Guo Enmin, Zhou Sheng, Lu Yajun. Investigation on blade row interaction effect on flutter and forced response[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1999, 20(4):344-347.
- [6] 胡骏,汤国才,于再. 动叶尾迹对静子非定常气动性能影响的研究[J]. 航空动力学报,1999,14(4):387-392.
Hu Jun, Tang Guocai. An experimental investigation on compressor rotor-stator interaction[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1999, 14(4):387-392.
- [7] Hsu S T, Wo A M. Reduction of unsteady blade loading by beneficial use of vortical and potential disturbances in an axial compressor with rotor clocking[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 1998, 120:705-713.
- [8] Durali M, Kerrebrock J L. Stator performance and unsteady loading in transonic compressor stages[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 1998, 120:224-232.
- [9] Mailach R, Vogeler K. Aerodynamic blade row interactions in an axial compressor - Part I: Unsteady boundary layer development [J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2004, 126:35-44.
- [10] Mailach R, Vogeler K. Aerodynamic blade row interactions in an axial compressor - Part II: Unsteady profile pressure distribution and blade forces[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2004, 126:34-51.
- [11] Falk E A. An experimental investigation of aerodynamic forcing in the f109 turbofan engine compressor[D]. Indiana: Department of Aerospace and Mechanical Engineering of the University of Notre Dame, 2000.
- [12] 王英锋,胡骏,李传鹏,等. 上游转子对下游静子叶片气动力的影响[A]. 中国工程热物理学会流体机械学术会议论文集[C]. 陕西 西安:2004:285-291.
- [13] 张燎原. 轴流压气机叶片排流场非定常频谱特性实验研究[D]. 江苏 南京:南京航空航天大学,2004.