

低速轴流压气机转子尾迹三维动态测量

王偲臣^{1,2}, 李继超², 林 峰², 聂超群²

(1. 中国科学院大学 物理学院, 北京 100049;

2. 中国科学院 工程热物理研究所 先进能源动力重点实验室, 北京 100190)

摘 要: 对一台低速轴流压气机的转子尾迹进行了三维动态测量,采用锁相平均、方均根和功率谱密度等分析方法对低速轴流压气机转子在节流过程中尾迹流场的稳态和动态特征进行了研究.结果显示:在绝对坐标系下,转子尾迹有高总压和高方均根特征,且在不同叶高的强度不同;转子尾迹与主流的掺混作用导致平均总压升系数的快速衰减;功率谱密度分析表明,在接近失速点时,转子尾迹 90% 叶高以上出现 0.5 倍叶片通过频率的特征频带且其功率随着流量减小而增大.

关 键 词: 轴流压气机; 转子尾迹; 三维动态测量; 尾迹总压衰减; 压气机失速

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Three-dimensional time-resolved measurements on rotor wake of low-speed axial compressor

WANG Si-chen^{1,2}, LI Ji-chao², LIN Feng², NIE Chao-qun²

(1. School of Physics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

2. Key Laboratory of Advanced Energy and Power,

Institute of Engineering Thermophysics,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Three-dimensional time-resolved measurements were conducted on the rotor wake of a low-speed axial compressor. Methods such as phase lock average, root mean square and power spectral density were used to analyze the steady and dynamic characteristics of the rotor wake of a low-speed axial compressor in throttle process. The results show that the rotor wake has high total pressure and high root mean square under absolute frame, and the wake intensity varies along spanwise direction. The averaged total pressure rise coefficient decreases sharply because of the interaction between the rotor wake and main flow. Power spectral density analysis shows that as the rotor running is close to stall, a frequency band around 0.5 blade passing frequency appears in the region over 90% span and its power increases as the mass flow decreases.

Key words: axial compressor; rotor wake;

three-dimensional time-resolved measurements;

wake total pressure dissipation; compressor stall

在压气机三维非定常流动中,转子尾迹作为重要的流动结构之一,与压气机效率和稳定性之间存在紧密的联系.转子尾迹不仅反映上游叶片

的负载分布和边界层分离特征,而且对下游叶片的流动结构产生决定性影响,在进行压气机多级匹配设计时,必须充分考虑转子尾迹的非定常作

用. 研究表明, 上游转子尾迹及其发展决定下游叶片通道的流动结构^[1-2], 而动静间隙的大小影响转子尾迹在动静间隙内的非定常流动特征^[3-4], 动静干涉的时序效应^[5-7]和尾迹恢复效应^[8-9]是影响压气机性能的关键因素, 转子尾迹与叶顶泄漏涡和角区涡等二次流动相互作用, 使动静间隙内的流动结构更为复杂^[10-11]. 所以, 研究转子尾迹的三维流动结构和非定常特征, 对优化上下游流场和叶型设计进而提高压气机的效率和稳定性有积极的意义.

转子尾迹流场的强三维性、强非定常性和高湍流度等特点, 给转子尾迹流场的实验测量带来很多困难, 尤其是对转子尾迹的动态测量. 叶片转动的固有非定常性要求测量工具必须具有很高的动态频响, 而转子叶片附面层流动分离和端区复杂流场造成的高压力梯度要求测量工具必须有很高的空间分辨率. 从传统气动探针到热线^[12-13]与热膜^[14-16]测速, 再到粒子成像测速^[17-18]及等离子体技术^[19-20], 动态测量技术近年来得到快速发展, 其中气动探针技术由于其操作稳定性高和测量系统相对简单等优点而被最广泛地应用在动态测量领域^[21-22].

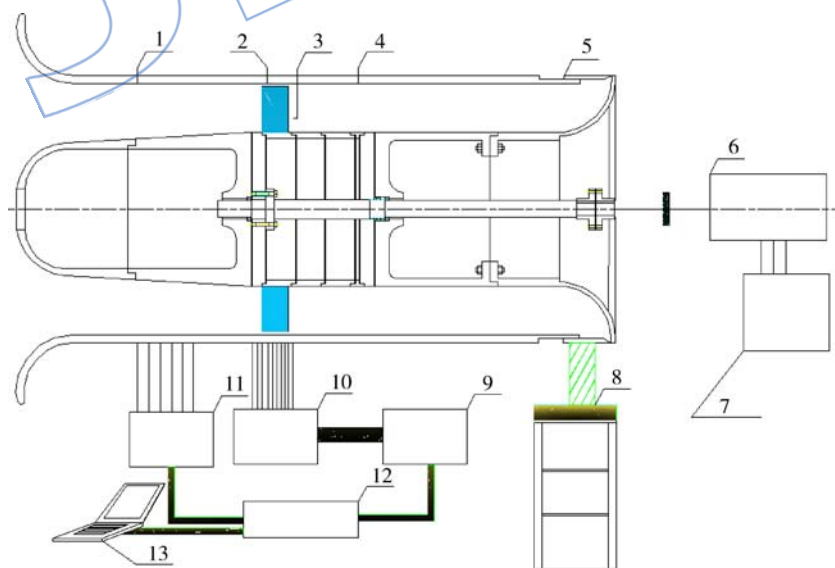
本文采用小尺寸高频响动态总压探针, 对一台低速轴流压气机的转子尾迹流场进行三维动态测量, 通过锁相平均和方均根(RMS)数据处理方法研究了转子尾迹流动结构在不同工况下的变

化规律, 并通过多个轴向位置的实验测量研究了转子出口总压由于尾迹与主流的相互作用而产生的总压衰减的规律, 功率谱密度分析显示了低速轴流压气机转子在接近失速的过程中, 转子尾迹流场中表现出的相应流动现象.

1 低速轴流压气机实验台及测量系统

图1所示为低速轴流压气机实验台及其测量系统, 采用进口总压和壁面静压测量计算进口流量系数, 出口壁面静压和进口叶片中径的切向动能计算转子的总静压升系数. 转子尾迹流场的测量采用小尺寸高频响动态总压探针系统, 如图1中3和图2所示, 动态总压探针安装在转子出口的机匣上, 由步进电动机控制动态总压探针在展向的移动, 达到7.92%~97.52%叶高的测量范围. 为了保证动态总压探针对转子出口非定常气流角的测量敏感度, 探针的探头在轴向的安装偏角为45°, 在±43°的气流角范围内, 能够保证对转子尾迹流场在整个叶高范围和整个周向空间的总压准确测量.

表1所示为被测低速轴流压气机转子几何及气动参数, 转子有58个叶片, 设计转速为2400 r/min, 设计流量为2.9 kg/s, 通道外径为500 mm, 轮毂比为0.75. 转子特性线采用进口流量系数 Φ 和总静压升系数 Ψ 表示, 计算方法见式(1)



1 进口静压测量站; 2 叶顶壁面静压测量站; 3 出口总压测量站; 4 出口静压测量站; 5 节流阀; 6 直流电动机; 7 电动机控制器; 8 线性模组; 9 端子盒; 10 AU8300放大器; 11 压力变送器; 12 PXI数据采集卡; 13 计算机

图1 低速轴流压气机实验台及其测量系统

Fig. 1 Low-speed axial compressor test rig and instrumentation system

和式(2),其中 p_{t1} 为进口总压, p_1 为进口壁面静压, ρ_1 为进口空气密度, U_{mid} 为进口 50% 叶高的切向速度, p_2 为出口壁面静压.

$$\Phi = \frac{\sqrt{2(p_{t1} - p_1)}}{\rho_1^2 U_{mid}} \quad (1)$$

$$\Psi = \frac{p_2 - p_{t1}}{\rho_1 U_{mid}} \quad (2)$$

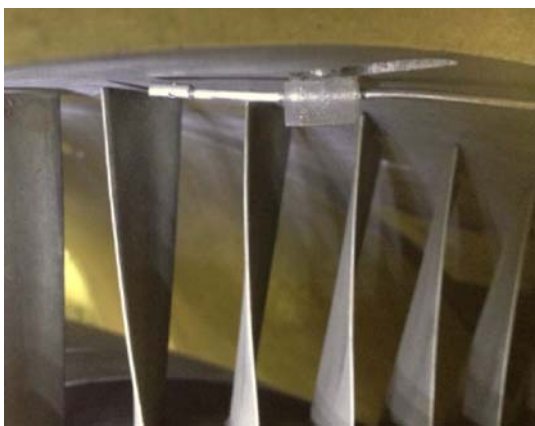


图 2 动态总压探针在转子出口的安裝

Fig. 2 Installation of time-resolved total pressure probe at rotor exit

表 1 低速轴流压气机转子几何及气动参数

Table 1 Rotor geometrical and aerodynamic parameters of low-speed axial compressor

参数	数值
转子叶片数	58
设计转速/(r/min)	2400
设计流量/(kg/s)	2.9
通道外径/mm	500
轮毂比	0.75
动叶顶部弦长/mm	36.3
动叶展弦比	1.86
动叶顶部安装角/(°)	39
动叶中部安装角/(°)	44
级反动度/%	68

2 测量结果分析和讨论

图 3 所示为低速轴流压气机转子特性线,为了研究转子尾迹流场在节流过程中的变化规律,选择图中所示的 A, B, C 三个流量点进行测量. 动态总压探针在 7.92%~97.52% 叶高范围内的 38 个测量位置进行测量,在每个测量位置进行采

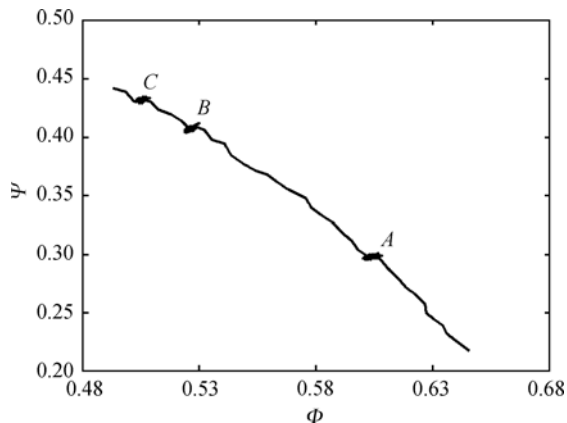


图 3 转子特性线及实验测量点

Fig. 3 Rotor performance curve and measured operation points

样频率为 100 kHz、时长为 2 s 的数据采集.

在每个展向位置的总压测量,通过动态总压探针的传递函数修正和降噪处理,对动态总压数据进行全圆周锁相平均处理. 图 4 所示为在转子出口 97.52% 叶高处, A, B, C 三个流量点工况下在两个通道范围的锁相平均总压升系数周向分布,横坐标表示通道位置. 从图中可以看出,在每个流量点工况下,总压升系数在转子出口的周向范围呈现波动现象,由 3 个流量点工况下总压波动的固定相位可知,此波动是由于叶片吸力面附面层分离而导致尾迹区总压与主流区总压不同的结果.

如图 5 所示,对转子出口速度三角形进行定性分析可知,在相对坐标系下,叶片附面层分离导致尾迹区的相对速度 W'_2 和轴向速度 C'_{2x} 远远低于主流区的相对速度 W_2 和轴向速度 C_{2x} ,然而在牵连速度 U 的作用下,绝对坐标系下的尾迹区的速度 C'_2 却高于主流区的速度 C_2 ,这就导致了在总压测量的绝对坐标系下,转子叶片附面层分离导致的尾迹区总压要高于主流区总压. 所以,图 4 中虚线所示的总压波动峰值代表转子尾迹区的位置,而实线所示的总压波动谷值代表通道中心主流区的位置.

图 6 为 B 流量点工况下转子出口总压升系数锁相平均云图、RMS 云图和展向分布曲线. 由图 4 和图 5 的分析可知,在等叶高位置,总压相对较高的区域代表叶片附面层分离导致的尾迹区,基于此,从图 6 可以看出:

1) 在等叶高位置(如 90% 叶高),靠近吸力面一侧,总压高的区域与 RMS 高的区域重合,这表现了尾迹区的高总压和高湍流度特征.

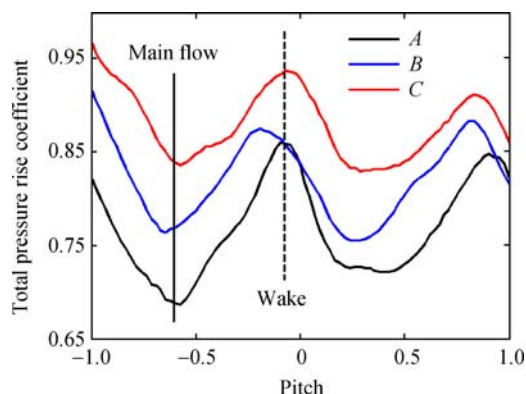


图4 转子出口 97.52% 叶高处总压升系数周向分布
Fig. 4 Circumferential distribution of rotor exit total pressure rise coefficient at 97.52% span

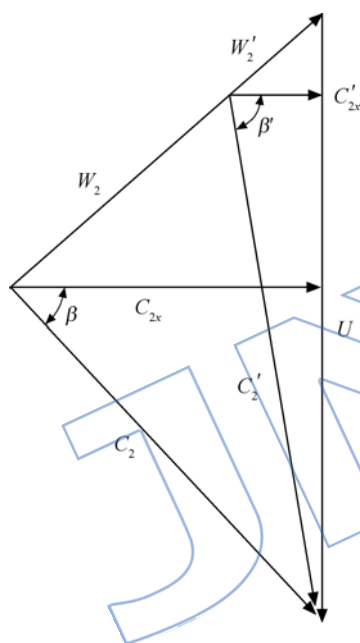


图5 转子出口速度三角形
Fig. 5 Velocity triangle at rotor exit

2) 在不同叶高位置(如 90% 叶高与 50% 叶高),尾迹区与主流区的总压差不等(90% 叶高大 于 50% 叶高),这表明不同叶高位置的叶片附面 层分离程度不同.对此转子而言,10%~30% 叶高 和 80%~95% 叶高的附面层分离较为严重.

3) 从展向分布曲线看出,在不同叶高位置, 总压即负载大小不等,靠近叶顶和 10%~20% 叶 高的负载较低,而 80%~90% 叶高和靠近叶根的 负载较高.

图 7 和图 8 分别为 A, B, C 三个流量点工况 下转子出口总压升系数锁相平均云图和 RMS 云 图,从图中可以看出:

1) 随着流量系数的减小,在每个叶高位置, 高总压区域(图 7)和高 RMS 区域(图 8)在周向 和展向范围增大,这表明转子尾迹强度即吸力面 附面层分离强度的增大.

2) 在接近低速轴流压气机失速的 C 点,转子 尾迹区在 70%~95% 的叶高范围占据了几乎全 部的周向空间,在 10%~30% 叶高范围的转子尾 迹区强度次之,其余叶高范围的转子尾迹区强度 最弱.

3) 随着流量系数的减小,在靠近叶顶和叶根 的位置,都出现了总压升高的流动区域,叶顶高总 压区域是由叶顶泄漏流向上游的偏转(轴向速度 降低,但绝对速度增大)所造成,而叶根高总压区 域是由根部流动分离所造成.

由于转子尾迹区的流动方向和速度大小与主 流区不同,两者之间因发生相互作用导致能量损 失即总压降低.为了研究转子出口总压在轴向的 衰减规律,在转子出口下游增加了若干轴向位置, 在每个轴向位置同样进行 38 个展向位置的动态

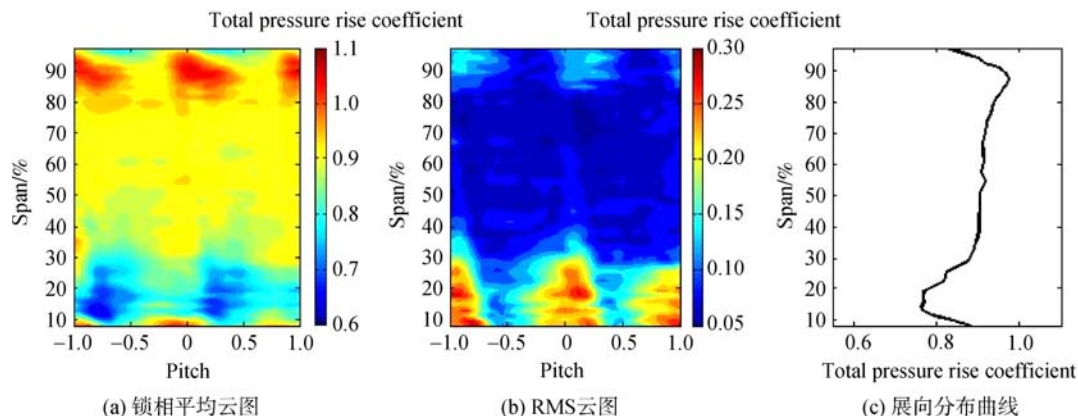


图6 B 流量点工况下转子出口总压升系数锁相平均云图、RMS 云图和展向分布曲线
Fig. 6 Contours of phase lock average, RMS and spanwise distribution curve of total pressure rise coefficient of mass flow point B at rotor exit

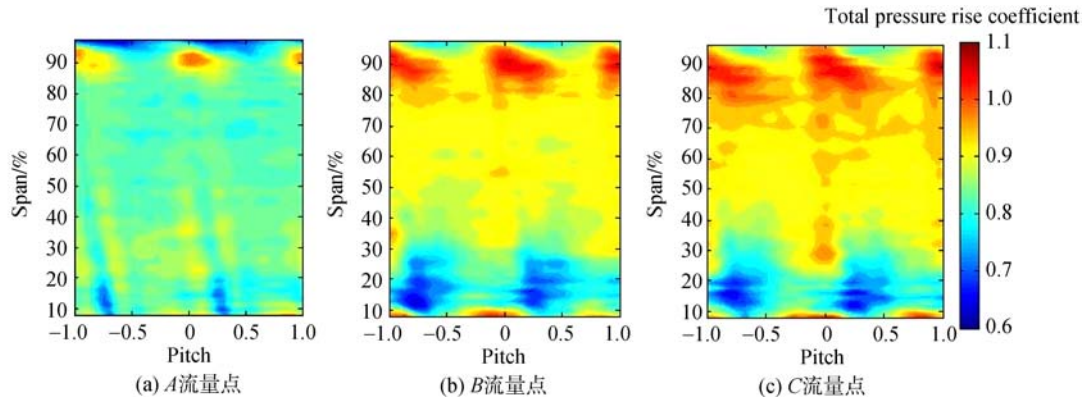


图 7 转子出口总压升系数锁相平均云图

Fig. 7 Contours of phase lock average of total pressure rise coefficient at rotor exit

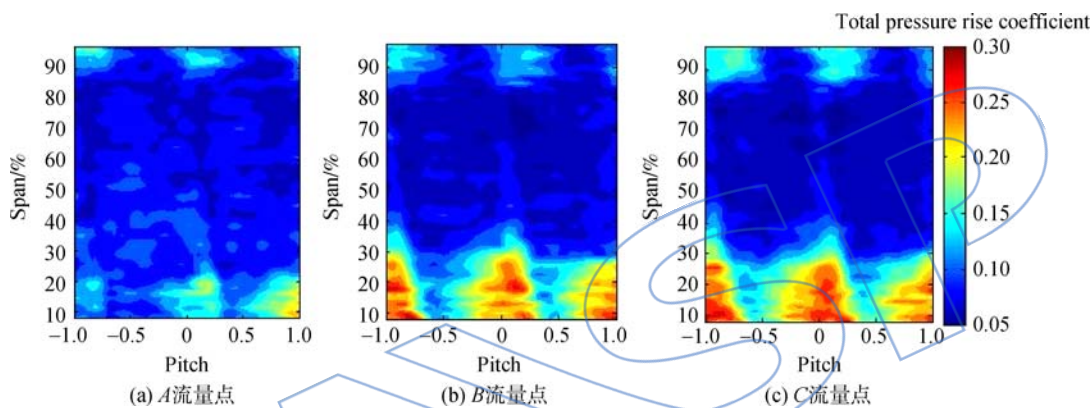


图 8 转子出口总压升系数 RMS 云图

Fig. 8 Contours of RMS of total pressure rise coefficient at rotor exit

总压测量. 图 9 所示为 A、B、C 三个流量点工况下, 每个轴向位置的平均总压升系数, 从平均总压升系数的衰减趋势可以看出, 转子出口平均总压在靠近转子尾缘的一段距离内衰减很快, 而经过约 20 mm 的轴向距离后, 衰减曲线变得非常平缓.

图 10 和图 11 分别显示了 C 流量点工况下 6

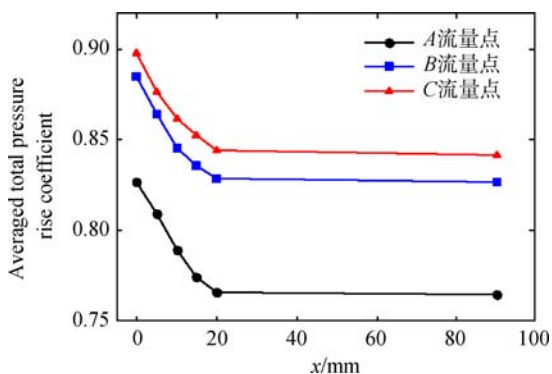


图 9 转子出口平均总压升系数沿轴向衰减

Fig. 9 Axial dissipation of averaged total pressure rise coefficient at rotor exit

个轴向位置(分别为 $x=0, 5, 10, 15, 20, 90$ mm)的总压升系数锁相平均云图和 RMS 云图, 图中顺时针方向代表轴向. 从图中可以看出, 随着流动向下游发展, 转子尾迹代表的高总压区域和高 RMS 区域逐渐变小变弱, 主要表现为在周向空间与主流区的掺混, 同时靠近叶顶和叶根区域的高总压区域和高 RMS 区域也逐渐在展向与主流掺混, 最终使得整个通道范围的流动趋于均匀.

结合图 9 的平均总压升系数衰减规律和图 10、图 11 的总压升锁相平均云图和 RMS 云图可以发现, 在总压升快速衰减的 20 mm 轴向位置以内, 在云图上主要表现为转子尾迹区与主流区的掺混, 由于主流区和转子尾迹区的流动速度和方向差别很大, 它们的相互作用造成了很高的能量损失. 而在轴向位置为 20~90 mm 的流动过程中, 总压升的衰减很小, 这是由于在 20 mm 的轴向位置, 转子尾迹已经和主流基本掺混完毕, 微小的总压升损失是由于机匣和轮毂附面层流动造成的.

对 38 个展向位置的时域信号进行频谱分析, 得到转子出口的功率谱密度分布. 图 12 所示为 4

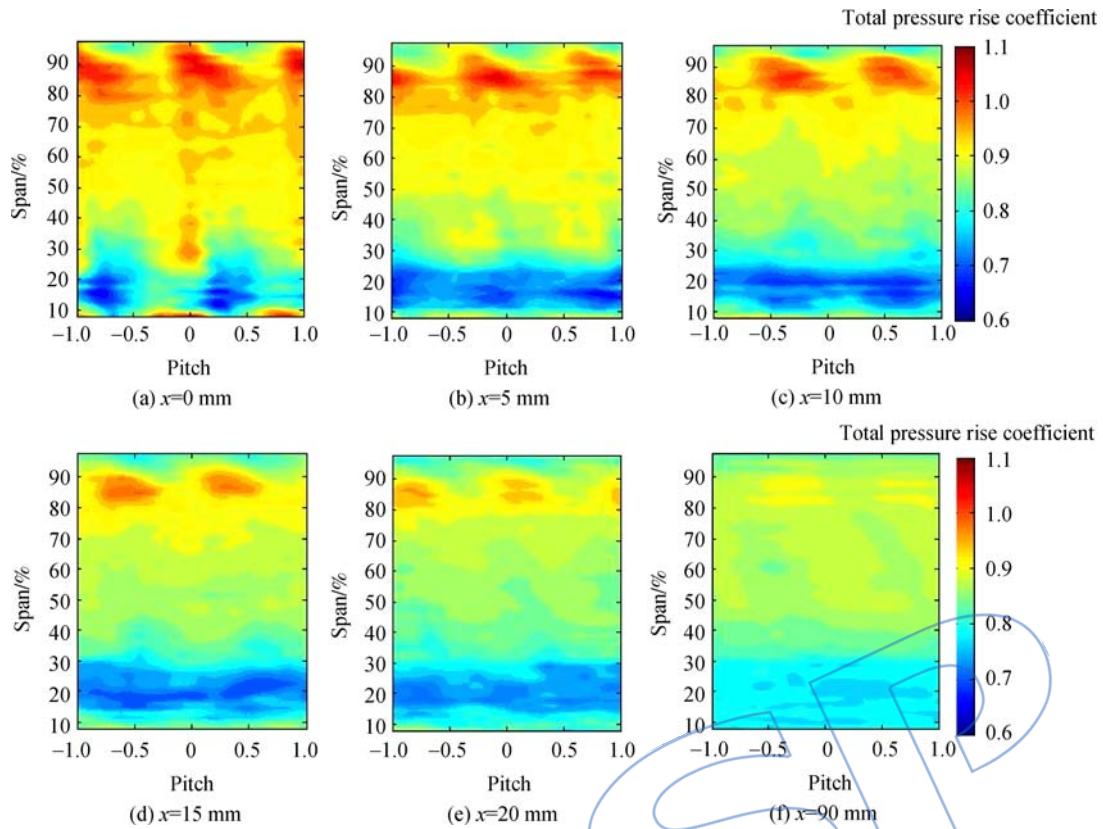


图 10 转子出口总压升系数锁相平均云图沿轴向衰减

Fig. 10 Contours of axial dissipation of phase-lock average of total pressure rise coefficient at rotor exit

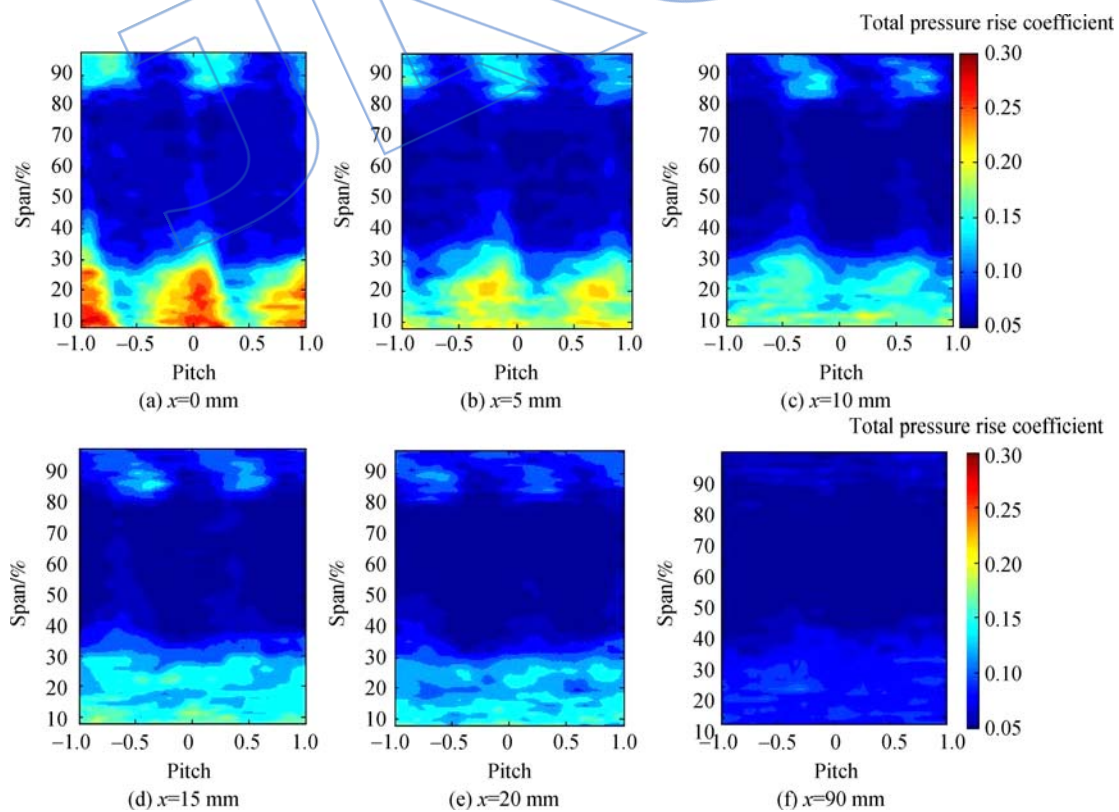


图 11 转子出口总压升系数 RMS 云图沿轴向衰减

Fig. 11 Contours of axial dissipation of RMS of total pressure rise coefficient at rotor exit

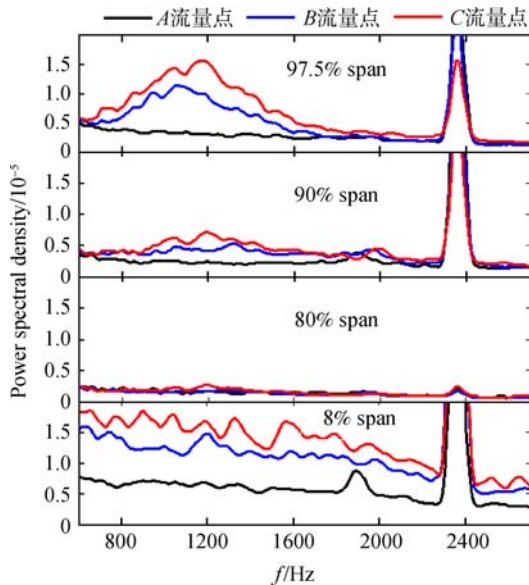


图 12 转子出口不同展向位置的功率谱密度

Fig. 12 Power spectral density at different spans at rotor exit

个具有代表性的展向位置(97.5%, 90%, 80%, 8%叶高)在 A, B, C 三个流量点工况下的功率谱密度, 图中 f 为频率, 2320 Hz 为叶片通过频率 (BPF). 在 BPF 下功率比较高的展向位置为转子出口总压流场中叶片附面层分离较为严重的位置, 结合图 10 和图 11 可以看出, 叶片附面层分离较强的区域集中在 80% 叶高以上和 30% 叶高以下的区域.

在 90% 叶高以上, 随着流量的减小, 出现 0.5 倍 BPF 左右的特征频带并随流量减小而增大. 图 13、图 14 和图 15 分别绘出了 A, B, C 三个流量点

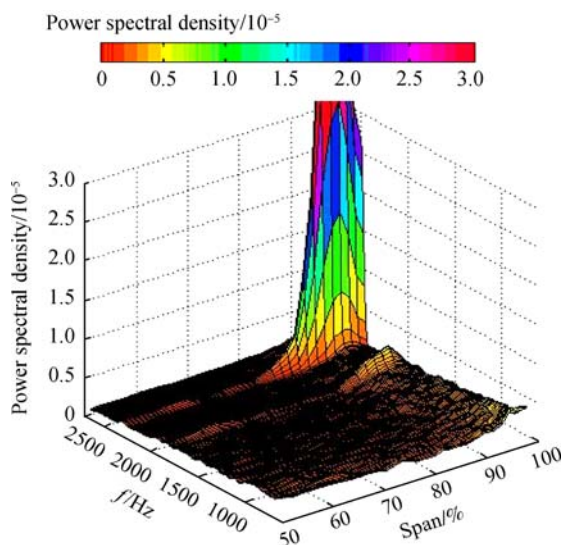


图 13 A 流量点功率谱密度

Fig. 13 Power spectral density of mass flow point A

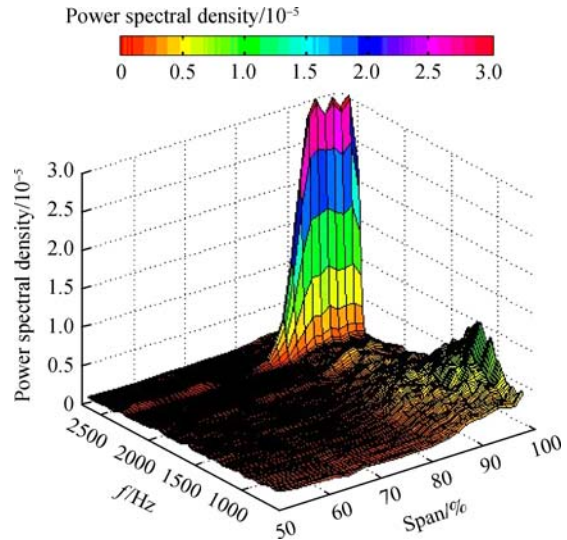


图 14 B 流量点功率谱密度

Fig. 14 Power spectral density of mass flow point B

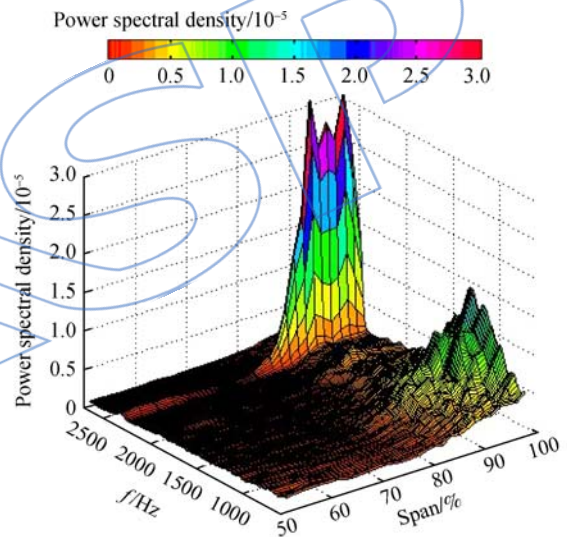


图 15 C 流量点功率谱密度

Fig. 15 Power spectral density of mass flow point C

工况下 50% 叶高以上的功率谱密度, 从中可以清晰地看出, 随着流量的减小, 在 90% 叶高以上, 0.5 倍 BPF 左右的频带内出现了高能量区域, 与此同时, 由于转子出口总能量基本保持不变, BPF 频带的能量随着 0.5 倍 BPF 频带的能量升高而减小.

3 结 论

对一台低速轴流压气机的转子尾迹流场进行了三维动态测量, 研究了转子尾迹的三维分布规律及其在不同流量点工况下的变化规律, 主要结论如下:

1) 在实验测量的绝对坐标系下, 总压和

RMS 高的区域代表转子尾迹区;转子尾迹强度大的区域集中在 10%~30% 叶高和 80%~95% 叶高范围。

2) 转子尾迹和主流的掺混作用导致转子出口总压和波动强度在短距离内快速衰减,待掺混均匀后,尾迹平均总压升系数衰减变得极为缓慢。

3) 转子靠近失速时,在 90% 叶高以上的区域出现 0.5 倍 BPF 左右的特征频带,且其功率随流量系数减小而增大。

参考文献:

- [1] Mailach R, Vogeler K. Aerodynamic blade row interactions in an axial compressor: Part 1 unsteady boundary layer development[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2004, 126(1): 35-44.
- [2] Mailach R, Vogeler K. Aerodynamic blade row interactions in an axial compressor: Part 2 unsteady pressure profile distribution and blade forces[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2004, 126(1): 45-51.
- [3] Zachcial A, Nurnberger D. A numerical study on the influence on vane-blade spacing on a compressor stage at sub and transonic operating conditions[R]. ASME Paper GT2003-38020, 2003.
- [4] 毛明明, 宋彦萍, 王仲奇. 跨声压气机动静干涉效应的数值研究[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(9): 1468-1474.
MAO Mingming, SONG Yanping, WANG Zhongqi. Numerical research on influence of rotor-stator interactions in transonic compressor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(9): 1468-1474. (in Chinese)
- [5] CHEN Fu, GU Zhonghua, LU Huawei, et al. Experimental study of stator clocking effects in an axial compressor[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2006, 19(4): 278-285.
- [6] Müller L, Mailach R, Vogeler K, et al. Unsteady blade loading with clocking in multistage axial compressors: Part 2[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(1): 36-45.
- [7] Key N L, Lawless P B, Fleeter S. An experimental study of vane clocking effects on embedded compressor stage performance[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2010, 132(1): 011018. 1-011018. 10.
- [8] Van Zante D E, Adamczyk J J, Strazisar A J, et al. Wake recovery performance benefit in a high-speed axial compressor[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2002, 124(2): 275-284.
- [9] 史亚锋, 吴虎, 陈立新, 等. 轴向间距对某跨声速轴流压气机叶排间干扰的影响规律[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(5): 1085-1091.
SHI Yafeng, WU Hu, CHEN Lixin, et al. Effect of different axial spacing between blade rows on transonic axial compressor performance[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(5): 1085-1091. (in Chinese)
- [10] Nolan S P R, Botros B B, Tan C S, et al. Effects of upstream wake phasing on transonic axial compressor performance[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2011, 133(2): 021010. 1-021010. 12.
- [11] 邹正平, 蔡蕾, 李维, 等. 上游尾迹与涡轮转子泄漏流相互作用数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(1): 58-65.
ZOU Zhengping, QI Lei, LI Wei, et al. Numerical simulations of upstream wake-tip leakage vortex interactions in turbine rotor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(1): 58-65. (in Chinese)
- [12] Van Zante D E, Suder K L, Strazisar A J, et al. An improved aspirating probe for total-temperature and total-pressure measurements in compressor flows[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1995, 117(4): 642-649.
- [13] Han B, Goldstein R J. Instantaneous energy separation in a free jet: Part II total temperature measurement[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2003, 46(21): 3983-3990.
- [14] Buttsworth D R, Jones T V. A fast-response total temperature probe for unsteady compressible flows[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1998, 120(4): 694-702.
- [15] Buttsworth D R, Jones T V, Chana K S. Unsteady total temperature measurements downstream of a high-pressure turbine[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(4): 760-767.
- [16] Buttsworth D R, Jones T V. A fast-response high spatial resolution total temperature probe using a pulsed heating technique[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(3): 601-607.
- [17] Esteveordal J, Gorrell S E, Copenhaver W W. PIV study of wake-rotor interactions in a transonic compressor at various operating conditions[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(1): 235-242.
- [18] Wernet M P, Van Zante D, Strazisar T J, et al. Characterization of the tip clearance flow in an axial compressor using 3-D digital PIV[J]. *Experiments in Fluids*, 2005, 39(4): 743-753.
- [19] Corket T, Matlis E. AC plasma anemometer for hypersonic Mach number experiments[R]. East Rutherford: American Physical Society, Division of Fluid Dynamics 56th Annual Meeting, 2003.
- [20] Matlis E H, Corket T C, Gogineni S P. AC plasma anemometer for hypersonic Mach number experiments[R]. Piscataway: 21st International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, 2005.
- [21] Sieverding C H, Arts T, Denos R, et al. Measurement techniques for unsteady flows in turbomachines[J]. *Experiments in Fluids*, 2000, 28(4): 285-321.
- [22] Kupferschmied P, Köppel P, Gizzi W, et al. Time-resolved flow measurements with fast-response aerodynamic probes in turbomachines[J]. *Measurement Science and Technology*, 2000, 11(7): 1036-1054.