

文章编号:1000-6893(2009)11-2045-07

小型轴流压气机静叶排出口尾迹流动特性

项效镛, 刘波, 王庆伟, 陈云永

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

Flow Characteristics of Stator Wake in Small Axial Compressor

Xiang Xiaorong, Liu Bo, Wang Qingwei, Chen Yunyong

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

摘要: 基于小型轴流压气机实验台,运用热线风速仪(HWA),对不同转速、流量工况下,静叶排出口尾迹流动特性进行实验研究。对同一工况下尾迹区时均速度及湍流度分布规律的研究表明:受前排动叶的影响,静叶排不同叶展截面处尾迹大小、尾迹中心位置存在着明显差异;沿展向叶根、叶尖附近湍流度明显高于主流区。同时,还对不同工况下静叶排尾迹区各统计参数的变化规律进行了研究,较为系统地总结出轴流压气机工况变化对静叶排出口尾迹大小、尾迹中心位置、尾迹区湍流强度以及雷诺应力大小的影响。

关键词: 热线风速仪; 轴流压气机; 尾迹; 湍流度; 雷诺应力

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A

Abstract: An experimental study of the stator blade wake in a small axial compressor is performed by using a hot-wire anemometer (HWA) under different rotating speeds and mass flow conditions. The mean velocity and turbulence intensity distribution among the stator blade wake region under the same operating condition indicate that the size of the wake region and the position of the wake core vary at different span sections owing to the effect of the upstream rotor blades. The turbulence intensity is significantly higher near the hub and shroud than in the main flow field. A study of the variation of the statistical parameters under different operation conditions reveals systematically the influence of the changing operating conditions of the axial compressor on wake-region size, wake-core position, turbulence intensity and Reynolds stresses.

Key words: hot-wire anemometer; axial compressor; wake; turbulence intensity; Reynolds stresses

在叶轮机中,叶片尾缘处由于吸力面和压力面附面层的汇合而形成速度亏损的尾迹区,并由此带来尾迹损失及掺混损失,且尾迹大小将对叶轮机流动损失产生显著影响。在多级叶轮机中,后排叶片将受到前排叶片尾迹的影响而产生非定常效应,导致气动力及流动特性的变化,进而影响到整个叶轮机的性能^[1-2]。为此,积极开展叶轮机叶排尾迹流动特性研究,在控制流动损失、提高叶轮机效率、深入探讨叶轮机非定常效应等方面有着极其重要的意义。目前,国内外在叶排尾迹流动研究方面,主要集中于探讨尾迹对后排叶片的非定常影响^[3-5]及尾迹涡结构的形成与发展^[6-9]等方面,而专门针对影响尾迹形态变化的研究相对较少。N. L. Key^[10]等针对三级轴流压气机转子尾迹的变化规律进行了实验研究,着重对设计、高载荷两种工况下,叶排间相互

作用对转子尾迹的影响进行了深入分析。S. T. Hsu^[11]等对某一带进口导流叶片的单级轴流压气机转子尾迹进行了实验测量,分别在设计、高载荷工况下,针对尾迹形态随动、静叶排轴向间隙的变化进行了研究。两项研究均表明:轴流压气机工况变化及叶排间相互作用对尾迹形态的影响较大。为此,针对不同工况下轴流压气机叶排尾迹区各统计参数的变化规律开展更加深入、系统的研究,有着十分重要的理论意义和工程应用价值。

本文运用热线风速仪(HWA),在不同转速及流量工况条件下,对某小型轴流压气机静叶排出口距尾缘30%弦长处,沿径向10%,50%及90%叶展截面处的尾迹区进行了测量。旨在研究不同工况下轴流压气机静叶排受前排动叶的影响,其出口尾迹各统计参数——时均速度、湍流度以及各脉动速度二阶关联量,在不同径向截面处的变化规律。进而较为系统地总结出工况变化及前排动叶影响,对轴流压气机静叶排出口尾迹大小、尾迹中心位置、尾迹区湍流强度及

收稿日期:2008-10-06; 修订日期:2009-03-20

基金项目:国家自然科学基金(50476071)

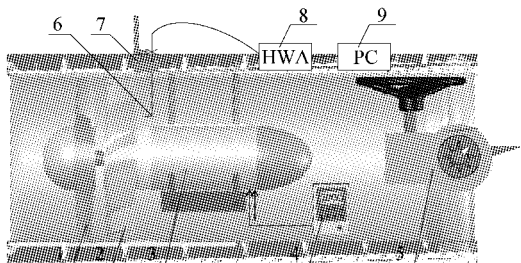
通讯作者:项效镛 E-mail: xiangxiaorong@mail.nwpu.edu.cn

雷诺应力大小的影响。可为进一步研究设计与非设计工况下多级轴流压气机前排尾迹对后排叶片的非定常效应以及进行流动损失控制研究提供实验参考依据。

1 实验装置及实验方案

1.1 实验装置简介

图1为小型轴流压气机实验台及热线风速仪测量系统示意图。该实验台为一带透明外筒壁的单级轴流压气机,转子由一台三相交流变频电机驱动,通过变频器改变电源频率(0~50 Hz),实现转子转速0~3 000 r/min无级可调。通过转动节流蝶阀,可实现压气机进出口流量的调节,蝶阀角度 α 与出口截面系数 \bar{A} 的关系如图2所示,其中 $\bar{A}=A_\alpha/A_{\max}$, A_α 为蝶阀角度为 α 时的出口截面面积, A_{\max} 为最大出口截面面积。可见,随着 α 的增大,压气机出口面积减小,进出口流量减小,同时通过安装在静子上的调节杆,可以实现静子周向旋转两个栅距。表1给出了该压气机的基本参数。



1—转子;2—静子;3—变频电机;4—变频调速器;5—节流蝶阀;
6—热线探头;7—坐标架;8—热线风速仪;9—计算机

图1 小型轴流压气机实验台及热线风速仪测量系统
Fig. 1 Sketch of small axial compressor and HWA system

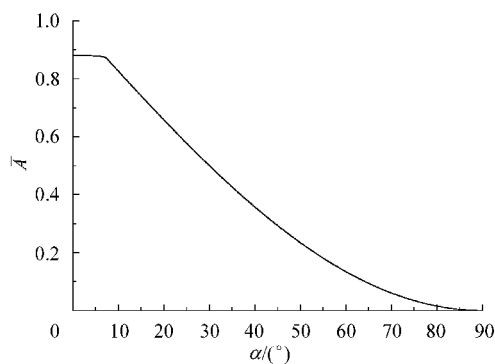


图2 节流蝶阀角度 α 与出口截面系数 \bar{A} 关系曲线
Fig. 2 Outlet area coefficient (\bar{A}) variation of axial-compressor vs throttle angle(α)

表1 小型轴流压气机基本参数

Table 1 Basic parameters of small axial compressor

参数	数值
转子转速/($r \cdot \min^{-1}$)	0~3 000
外筒内径/mm	380
壁厚/mm	10
叶尖间隙/mm	3.55
静叶弦长/mm	66
转子叶片数	6
静子叶片数	13
转子轮毂比	0.37
静子轮毂比	0.37

HWA为丹麦 DANTEC 公司产品,实验中选用二维热线探头 55P54,及 NI PCI 6040E A/D板。在校准风洞中对该二维热线探头进行速度校准及方向校准,校准曲线分别如图3和图4所示。

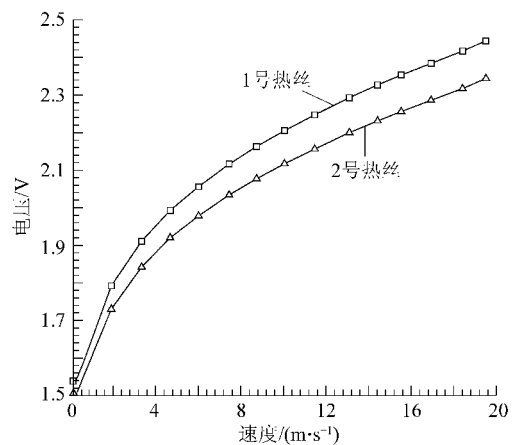


图3 55P54探头速度校准曲线
Fig. 3 Velocity calibration curve of 55P54 probe

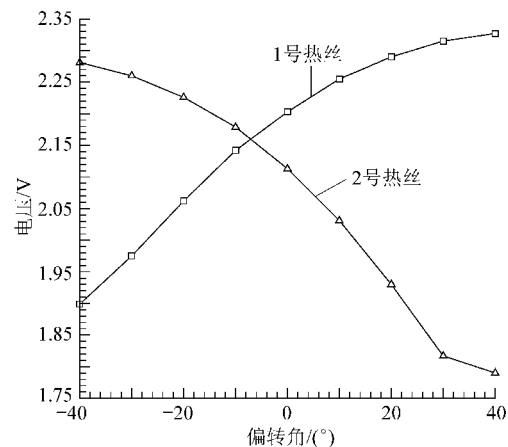


图4 55P54探头方向校准曲线
Fig. 4 Direction calibration curve of 55P54 probe

1.2 实验方案

实验中转速条件分别为： $n_1 = 1\ 000\ \text{r/min}$ ， $n_2 = 1\ 500\ \text{r/min}$ ， $n_3 = 2\ 000\ \text{r/min}$ ， $n_4 = 2\ 500\ \text{r/min}$ ；各节流碟阀角度为： $\alpha_1 = 0^\circ$ ， $\alpha_2 = 10^\circ$ ， $\alpha_3 = 20^\circ$ ， $\alpha_4 = 30^\circ$ ， $\alpha_5 = 40^\circ$ ；实验大气条件为： $p_0 = 0.985 \times 10^5\ \text{Pa}$ ， $T_0 = 297.15\ \text{K}$ ，在该大气条件下各换算转速为： $n_{\text{cor}1} = 984.5\ \text{r/min}$ ， $n_{\text{cor}2} = 1\ 476.7\ \text{r/min}$ ， $n_{\text{cor}3} = 1\ 969.0\ \text{r/min}$ ， $n_{\text{cor}4} = 2\ 461.2\ \text{r/min}$ 。

本文实验目的在于测量不同转速、流量工况下轴流压气机静叶排出口尾迹内各流动参数，实验步骤安排如下：

(1) 先固定换算转速为 $n_{\text{cor}3}$ ，分别选取 $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4$ 和 α_5 个节流碟阀角度，测量同一换算转速、不同流量条件下的静叶排出口尾迹内各流动参数。

(2) 然后固定节流碟阀角度为 α_1 ，分别选取 $n_{\text{cor}1}, n_{\text{cor}2}, n_{\text{cor}3}$ 和 $n_{\text{cor}4}$ 个换算转速，测量同一节流碟阀角度、不同换算转速条件下的静叶排出口尾迹内各流动参数。

对于测量位置的选取，因受到实验台条件的限制，沿流向固定选取为静叶排下游 30% 弦长处；沿径向分别选取 10%、50% 及 90% 叶展处 3 个截面；热线周向位置固定，通过旋转静叶排，实现沿周向一个栅距的测量，其中周向位置的选取如图 5 和图 6 所示。静叶 2 左右两侧各占 1/2 栅距，沿周向共计 28° ，并在此距离上均匀选取 $n=41$ 个测量点，实现由 A→B 一个栅距的测量。热线采样频率设为 $1 \times 10^3\ \text{Hz}$ ，每次采样时间为 1 s。考虑到本实验测量中未对前排动叶进行锁相处理，故前排动叶固有的脉动特征及采样随机性将对测量结果产生影响。为此，对于各工况在每个测量点均连续反复采样 $m=10$ 次，并对各测量点的时均速度、湍流度及各脉动速度二阶关联量等时均参数进行采样平均，即

$$\bar{E}_k = \sum_{i=1}^m E_{i,k} / m \quad (k = 1, 2, \dots, n) \quad (1)$$

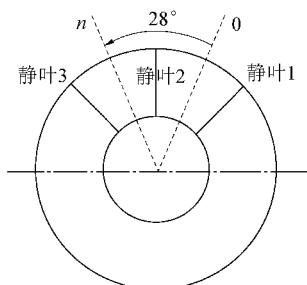


图 5 周向测量位置的横截面示意图

Fig. 5 Sketch of tangential measure point in cross section

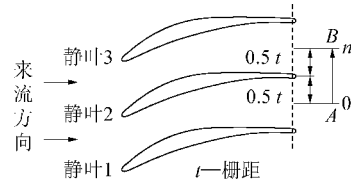


图 6 静叶安装位置及周向测量位置的回转面示意图

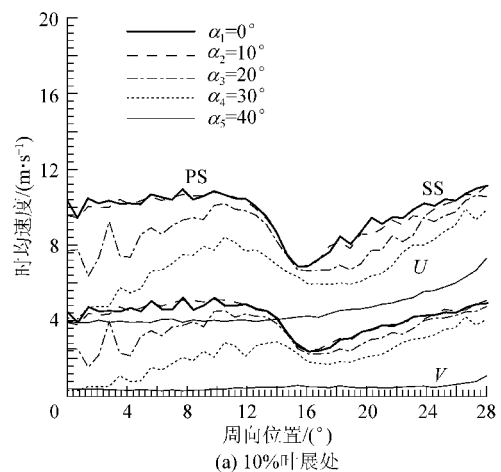
Fig. 6 Sketch of stator setting position and tangential measure point in revolution surface

对测量结果进行采样平均处理后，在不同工况下各时均参数的相对标准方差均在 5% 以内，对其分布规律影响较小，能够满足实验测量的要求。

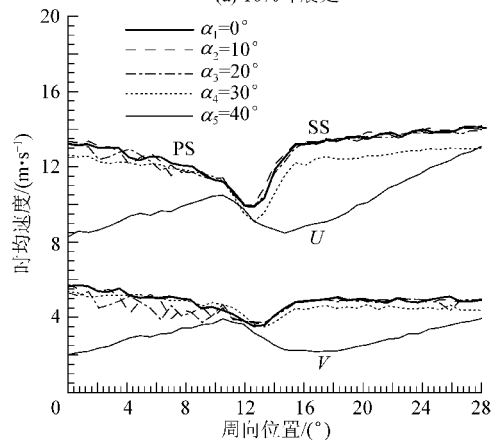
2 测量结果与分析

2.1 尾迹区时均速度分布

图 7 给出了实验步骤 (1) 中 10%、50% 及 90% 叶展处尾迹区时均速度分布在不同节流碟阀角度下的对比图(图中 U, V 分别代表轴向速度及切向速度。图中轴向速度数值减小，存在明显速度亏损的区域即为尾迹区，尾迹区左侧为压力面 (PS)，右侧为吸力面 (SS)^[12]。由图可以看出，在同一换算转速、流量工况下(如图 7 中粗实线所



(a) 10% 叶展处



(b) 50% 叶展处

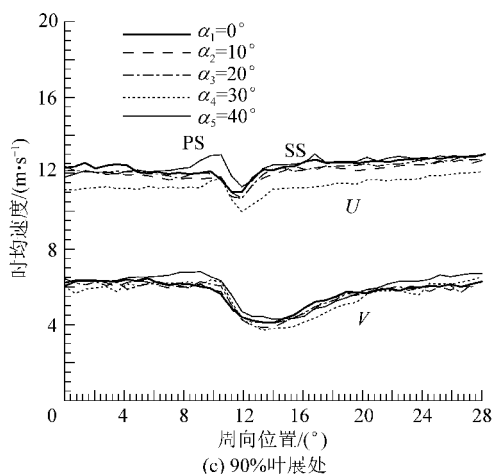


图7 不同节流蝶阀角度下10%,50%和90%叶展处尾迹区时均速度对比

Fig.7 Comparison of mean velocity in wake region at 10%,50% and 90% span section at different throttle angles

示: $n_{\text{cor3}}=1\,969.0\text{ r/min}$, $\alpha_1=0^\circ$ 时),轴流压气机静叶排出口尾迹区时均速度的周向分布沿径向差别较大。在10%,50%和90%叶展处,尾迹中心位置逐渐向周向角位移的负方向移动,且轴向速度亏损区大小逐渐减小。

根据速度三角形可知,当转速一定时,随着流量减小,轴向速度减小,静叶进口攻角随之变大。当流量减小到一定程度时,吸力面会出现气流分离,低速区亦随之增加。由图7(a)可以看出,10%叶展处,当节流蝶阀角度为 α_3 时,尾迹中心明显向其右侧吸力面偏移,速度亏损明显增大;当节流蝶阀角度为 α_5 时,整个栅距范围内均处于低速区,压气机进入旋转失速工况。而50%叶展处直到节流蝶阀角度为 α_5 时,尾迹中心才明显地向其右侧吸力面偏移,速度亏损区显著增大(如图7(b)所示)。对于90%叶展处,随着节流蝶阀角度的增大,尾迹区速度分布变化很小(如图7(c)所示)。可见,同一换算转速下,增加节流蝶阀角度,减小进出口流量,对靠近叶根处的速度分布影响较大,随着截面展向位置的升高,流量变化对速度分布的影响逐渐减小,在本实验的流量变化范围内,靠近叶尖处速度分布基本不变。

图8给出了实验步骤(2)中50%叶展处尾迹区时均速度分布在不同换算转速下的对比情况。从图中可以看出,节流蝶阀角度不变,随着换算转速的提高,静叶排出口时均速度整体有所增加,而尾迹区轴向速度亏损变大,切向速度亏损略微变小,轴向及切向时均速度最大亏损点均向左侧

压力面有少许偏移,在本实验的转速范围内,最大偏移量分别约为4.3%和2.9%栅距。

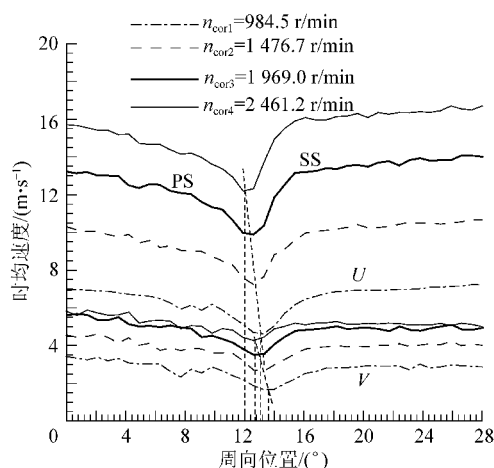


图8 不同换算转速下50%叶展处尾迹区时均速度对比

Fig.8 Comparison of mean velocity in wake region at 50% span section at different corrected speeds

2.2 尾迹区湍流度分布

图9给出了换算转速为 n_{cor3} ,节流蝶阀角度为 α_1 时,10%,50%及90%叶展截面处尾迹区湍流度分布情况。图10则给出了实验步骤(1)中50%叶展截面处一个栅距范围内湍流分布在不同节流蝶阀角度下的对比情况。其中湍流度定义为

$$\epsilon = \sqrt{\overline{V'^2}} / \bar{V} \times 100\% \quad (2)$$

式中: $\overline{V'^2}$ 为脉动速度平方的时均值; \bar{V} 为时均速度。

轴向速度湍流度、切向速度湍流度分别用 ϵ_u, ϵ_v 表示。由图9和图10可以看出,同一径向截面处轴向及切向湍流度分布规律与相应截面的时均速度分布相关联,低速区对应着高湍流度,湍流度极大值基本上位于尾迹中心附近。在同一

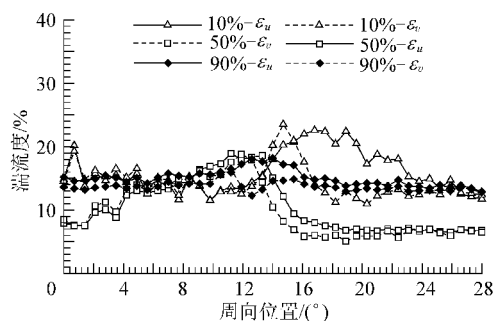


图9 不同叶展截面处尾迹区湍流度对比

Fig.9 Comparison of turbulence intensity in wake region at different span sections

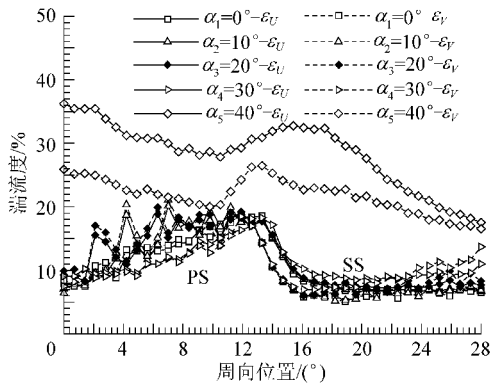


图 10 不同节流蝶阀角度下 50% 叶展处尾迹区湍流强度对比

Fig. 10 Comparison of turbulence intensity in wake region at 50% span section at different throttle angles

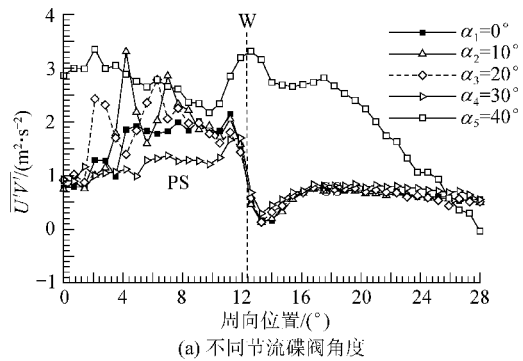
转速及相同节流蝶阀角度条件下,不同径向半径处湍流强度分布情况不同,主流区域湍流强度整体上偏小,而靠近叶尖与叶根处湍流强度相对较大。在同转速、不同流量条件下,随着流量的减小,当整个栅距范围内出现大的速度亏损区时,湍流强度出现大幅增加。

2.3 尾迹区脉动速度二阶关联量分布

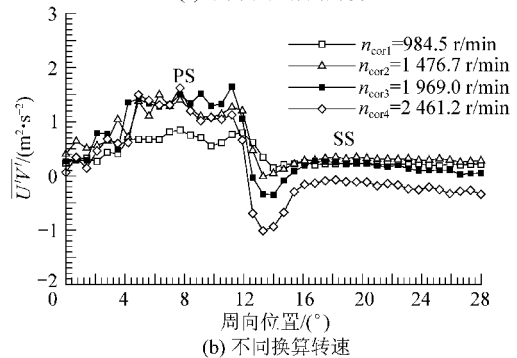
由于实验中气流速度低,可近似地将各实验工况下的气流当作不可压流体,为此尾迹区脉动速度二阶关联量 $\overline{U'V'}$, $\overline{U'U'}$, $\overline{V'V'}$ 可分别表征湍流切应力、轴向正应力及切向正应力大小。对上述二阶关联量的分布情况及变化规律进行分析,将有助于更加深入地了解不同工况下尾迹区湍流剪切流的统计特性。鉴于篇幅原因,本文仅给出了 50% 叶展处有代表性的实验结果。

尾迹中心附近 $\overline{U'V'}$ 的分布规律(如图 11 所示), $\overline{U'V'}$ 值变化梯度很大,并在尾迹中心一侧出现 $\overline{U'V'}$ 极小值,由于尾迹中心区 $\overline{U'V'}$ 值的急速下降,部分工况下还会出现 $\overline{U'V'}$ 负值区。对于 $\overline{U'U'}$ 量的分布(如图 12 所示),尾迹中心两侧各有一个 $\overline{U'U'}$ 峰值,峰值位置基本上相对于尾迹中心对称,而 $\overline{V'V'}$ 在尾迹中心附近呈单峰值分布(如图 13 所示)。关于各二阶关联量在尾迹中心附近的分布规律与文献[13]中结论基本一致,某种程度上验证了本文实验测量结果的可信性。

如图 11(a)、12(a)和 13(a)所示,分别给出了实验步骤(1)中 50% 叶展处尾迹区 $\overline{U'V'}$, $\overline{U'U'}$, $\overline{V'V'}$ 分布在不同节流蝶阀角度下的对比图(图中虚线 W 代表 $n_{cor3} = 1\ 969.0\ r/min$ 及 $\alpha_1 = 0^\circ$ 条件



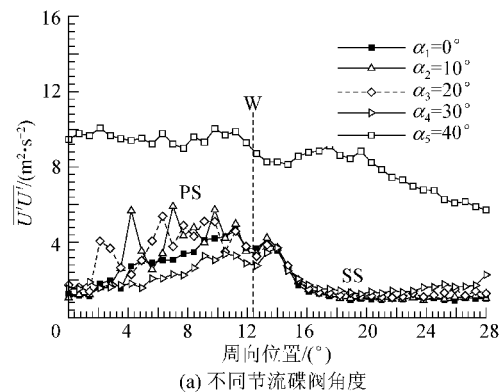
(a) 不同节流蝶阀角度



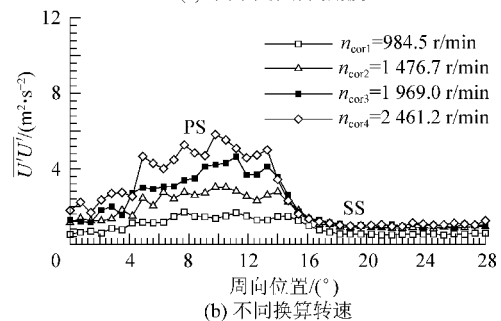
(b) 不同换算转速

图 11 不同节流蝶阀角度和换算转速下 50% 叶展处尾迹区 $\overline{U'V'}$ 对比

Fig. 11 Comparison of $\overline{U'V'}$ in wake region at 50% span section at different throttle angles and corrected speeds



(a) 不同节流蝶阀角度



(b) 不同换算转速

图 12 不同节流蝶阀角度和换算转速下 50% 叶展处尾迹区 $\overline{U'U'}$ 对比

Fig. 12 Comparison of $\overline{U'U'}$ in wake region at 50% span section at different throttle angles and corrected speeds

下50%叶展处尾迹中心的位置);图11(b)、12(b)和13(b)分别给出了实验步骤(2)中50%叶展处尾迹区 $\overline{U'U'}$, $\overline{U'U'}$, $\overline{V'V'}$ 分布在不同换算转速下的对比图。由各图可以看出,除了尾迹中心附近以外,低速区对应着高的二阶关联量值。由图11(a)、12(a)和13(a)可知,随着流量的减小,尾迹中心附近及其右侧自由流区域的各二阶关联量几乎不变,而左侧低速区各二阶关联量变化较大,规律比较凌乱;直到整个栅距范围内出现大的速度亏损区时(图7(b)中 $\alpha_5 = 40^\circ$ 所示),由于时均速度分布规律的突变,各二阶关联量分布也相应地发生了突变。如图11(b)、12(b)和13(b)所示,随着换算转速的增加,尾迹中心右侧自由流区域的各二阶关联量变化很小,而尾迹中心附近及其左侧低速区的各二阶关联量变化较大。 $\overline{U'U'}$ 的变化梯度在尾迹中心附近随换算转速的增加而增大,而尾迹中心左侧低速区 $\overline{U'U'}$ 变化规律比较凌乱; $\overline{U'U'}$ 和 $\overline{V'V'}$ 在尾迹中心附近及其左侧低速区随着换算转速的增加而增大。

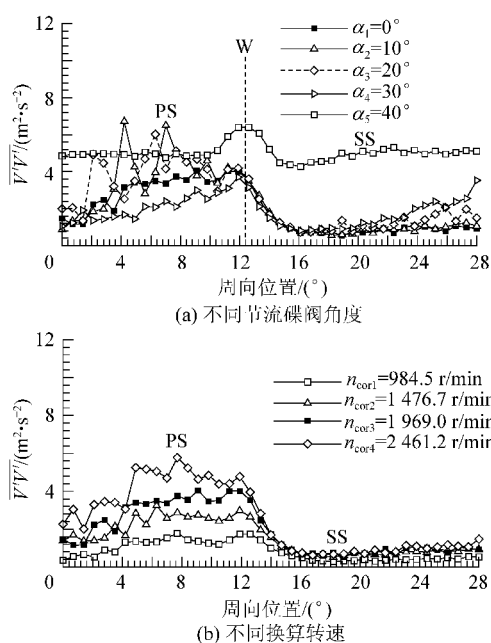


图13 不同节流蝶阀角度和换算转速下50%叶展处尾迹区 $\overline{V'V'}$ 对比

Fig. 13 Comparison of $\overline{V'V'}$ in wake region at 50% span section at different throttle angles and corrected speeds

3 结论

运用热线风速仪在不同转速及不同流量工况下对某小型轴流压气机静叶排出口尾迹区进行了测量,较为系统地得到了轴流压气机静叶排受工

况变化及前排动叶影响,在不同径向截面处其尾迹大小、尾迹中心位置、尾迹区湍流度及雷诺应力大小的变化规律。实验结果表明:

(1) 受前排动叶影响,在同一工况下,轴流压气机静叶排出口尾迹大小及尾迹中心位置在不同径向截面处存在明显差异。叶根、叶尖附近湍流度明显高于主流区湍流度。

(2) 同一转速下,流量减小对靠近叶根处尾迹大小、尾迹中心位置影响较大,随着截面展向位置的升高,这种影响逐渐减小。当流量减小至静叶吸力面出现气流分离时,尾迹中心向右侧吸力面发生明显偏移,尾迹大小亦显著增加。

(3) 同一节流蝶阀角度下,转速增加会导致尾迹深度变大,尾迹中心位置向左侧压力面有少许偏移,在本实验的转速范围内,轴向与切向时均速度最大亏损点的最大偏移量分别约为4.3%和2.9%栅距。

(4) 同一径向截面处,湍流度随工况的变化规律与时均速度变化规律相关联,当流量减小导致静叶整个栅距范围内出现大的气流分离时,湍流度会大幅增加。

(5) 雷诺应力分布规律与尾迹大小及尾迹中心位置相关联,尾迹中心区对应着高的雷诺应力。同一转速下,流量变化对尾迹中心附近及自由流区域的雷诺应力影响较小,而尾迹中心附近之外的低速区受其影响较大,且变化规律凌乱。同一节流蝶阀角度下,转速变化对自由流区域的雷诺应力影响较小,而对于尾迹区的雷诺应力影响较大。

参考文献

- [1] Mcnerney G M, van Dam C P, Yen-Nakafuji D T. Blade-wake interaction noise for turbines with downwind rotors [J]. Journal of Solar Energy Engineering, 2003, 125(4): 497-505.
- [2] Sanders A J, Fleeter S. Rotor blade-to-blade wake variability and effect on downstream vane response [J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(2): 456-464.
- [3] Roger M. Analytical modelling of wake-interaction noise in centrifugal compressors with vaned diffuser [R]. AIAA-2004-2994, 2004.
- [4] Ferrecchia A, Dawes W N, Dhanasekaran P C. Compressor rotor wakes and tone noise study [R]. AIAA-2003-3328, 2003.
- [5] 李绍斌, 陈浮, 颜培刚, 等. 静叶时序对压气机叶片附面层流动影响的数值研究 [J]. 航空学报, 2007, 28(增刊): S62-S69.

- Li Shaobin, Chen Fu, Yan Peigang, et al. Numerical investigation of the effect of stator clocking on blade boundary layer flow in compressor[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2007, 28(S): S62-S69. (in Chinese)
- [6] Esteveordal J, Gogineni S, Goss L. DPIV study of wake-rotor synchronization in a transonic compressor[R]. AIAA-2001-3095, 2001.
- [7] 刘波, 曹志鹏, 蔡元虎, 等. 叶栅流场尾迹中非定常涡系的数值模拟[J]. *西北工业大学学报*, 2005, 23(5): 562-566.
- Liu Bo, Cao Zhipeng, Cai Yuanhu, et al. Numerical simulation of unsteady vortex in the wake of cascade flow[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2005, 23(5): 562-566. (in Chinese)
- [8] 郑新前, 周盛. 低速轴流压气机尾流撞击效应的数值模拟[J]. *推进技术*, 2004, 25(5): 421-425.
- Zheng Xinqian, Zhou Sheng. Numerical investigation of wake impact effect in low-speed axial compressor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(5): 421-425. (in Chinese)
- [9] 刘宝杰, 王光华, 高歌. 翼型近尾迹流动的 PIV 研究—动力学机制[J]. *航空动力学报*, 1999, 14(2): 125-130.
- Liu Baojie, Wang Guanghua, Gao Ge. PIV study of airfoil near wake flow part II—dynamic mechanism[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1999, 14(2): 125-130. (in Chinese)
- [10] Key N L, Lawless P B, Fleeter S. Rotor wake variability in a multistage compressor[R]. AIAA-2007-19, 2007.
- [11] Hsu S T, Wo A M. Near-wake measurement in a rotor/stator axial compressor using slanted hot-wire technique [J]. *Experiments in Fluids*, 1997, 23(5): 441-444.
- [12] 胡丹梅, 欧阳华, 杜朝辉. 水平轴风力机尾迹流场试验[J]. *太阳能学报*, 2006, 27(6): 606-612.
- Hu Danmei, Ouyang Hua, Du Chaohui. An experimental study of the wake structure of a model horizontal-axis wind turbine[J]. *Acta Energetica Solaris Sinica*, 2006, 27(6): 606-612. (in Chinese)
- [13] 王光华, 刘宝杰, 刘涛, 等. 翼型近尾迹流动的 PIV 研究—运动学特性[J]. *航空动力学报*, 1999, 14(2): 119-124.
- Wang Guanghua, Liu Baojie, Liu Tao, et al. A PIV study of near wake flow of airfoil part I—kinematic characteristics[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1999, 14(2): 119-124. (in Chinese)

作者简介:

项效镛(1984—) 男,博士研究生。主要研究方向:叶轮机械气动热力学。

Tel: 029-88492745

E-mail: xiangxiaorong@mail.nwpu.edu.cn

刘波(1960—) 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:叶轮机械气动热力学及实验研究。

Tel: 029-88492745

E-mail: liubo704@nwpu.edu.cn

王庆伟(1982—) 男,博士研究生。主要研究方向:气动热力学理论与工程。

Tel: 029-88492745

E-mail: wqw@mail.nwpu.edu.cn

陈云永(1979—) 男,博士研究生。主要研究方向:叶轮机械气动热力学。

Tel: 029-88492745

E-mail: 42627219@mail.nwpu.edu.cn

(编辑:赵利)