

文章编号:1000-8055(2011)02-0281-08

风力机翼型尾迹干扰的 PIV 研究

李茂义, 袁 巍, 李志平, 盖 峰, 陆亚钧

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 实验采用粒子图像测速仪 PIV (particle image velocimetry) 技术对风力机翼型尾迹的气动干扰进行了研究. 针对尾迹对翼型前缘、叶背和叶盆的不同激励, 对下游翼型的流场结构进行了分析. 结果表明: 有益的尾迹激励为不明显改变下游翼型主流区的非定常激励; 当上、下游翼型处于相同攻角和适当轴向距离时, 在翼型前缘的尾迹激励使得翼型的叶背分离得到明显抑制.

关 键 词: PIV (粒子图像测速仪) 技术; 风力机翼型; 气动干扰; 非定常激励; 流场结构

中图分类号: V235

文献标识码: A

Experimental investigation of airfoil-wake interaction of wind turbines using PIV

LI Mao-yi, YUAN Wei, LI Zhi-ping, GAI Feng, LU Ya-jun

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: The airfoil-wake aerodynamic interaction of wind turbines was experimentally investigated using PIV (particle image velocimetry) technology. It analyzed the flow structure of downstream airfoil when the wake excited the leading edge, suction side and pressure side of airfoil, respectively. The results indicate that the helpful wake excitation is unsteady excitation which doesn't change main flow of downstream airfoil distinctly. The separation area at the suction side is restrained under the wake excitation at leading edge of airfoil when the upstream and downstream airfoils have the same incidence angle and appropriate axial-spacing.

Key words: PIV (particle image velocimetry) technology; airfoil of wind turbine; aerodynamic interaction; unsteady excitation; flow field structure

风能是一种洁净的可再生能源, 在能源日益匮乏的今天, 风力发电无疑具有广阔的应用前景. 为了弄清风力机尾迹的流场结构以及在上游尾迹的气动干扰对下游风力机气动性能的影响, 研究者们做了大量的工作. 文献[1-4]分别对风力机的尾迹流场进行了研究. 文献[5-6]的研究表明, 当上、下游的风力机串列(上、下游风力机风轮的轴

线重合)且轴向距离在 4~16 个风轮直径范围时, 上、下游风力机的轴向距离越近, 则下游风力机的气动性能越差. 实践中人们尽量避免上游风力机叶轮的尾迹对下游风力机叶轮的气动干扰. 然而, 文献[7-8]对同向旋转和对旋的双排风轮的风力机的研究表明, 虽然后排风轮做功能力均有所降低, 但其表面分离状况得到明显改善, 并认为, 做

收稿日期: 2009-12-09; 修订日期: 2010-06-11

基金项目: 国家重点基础研究发展规划(2007CB714600)

作者简介: 李茂义(1974-), 男, 山西闻喜人, 博士生, 主要从事叶轮机气动热力学研究.

功能力降低主要由于来流能量在通过前排叶片时有所损失. 文献[9]对双排风轮对旋的风力机进行了研究, 结果表明, 前排风轮的直径小于后排风轮直径的 $5/8$ 倍时, 由于前排风轮尾迹的非定常扰动, 反而使后排风轮的功率相对于单排无扰动时明显提升, 且前排风轮直径是后排风轮直径的 $1/2$ 倍左右时, 后排风轮的功率提升最明显, 当前、后排风轮直径之比大于 $5/8$ 倍时, 后排风轮的功率则较单排风轮迅速降低. 而且, 在叶轮机领域, Walker 等^[10]在 1972 年便发现如果适当调整一个一级半的轴流压气机静子的相对周向位置, 测量出的噪声有明显的减少 ($5 \sim 6$ dB). 文献[11-12]在一台单级低速轴流压气机上, 通过在转子前放置一定数目的导流叶片, 通过导流叶片的尾流撞击效应, 使转子流场得到明显改善, 使压气机的性能得到明显提升. 那么可不可以较近的轴向距离内调整上、下游风力机翼型的间距和上、下游翼型的相对周向位置, 使上游翼型尾迹对下游翼型流场产生有益的非定常激励, 从而改善下游翼型的流场和气动性能呢? 本文就是在上、下游用两个几何尺寸完全相同的风力机翼型, 通过改变上游翼型的攻角来改变尾迹的激励频率, 通过调整上、下游翼型的轴向距离来调整尾迹激励的强度, 通过布置上、下游翼型不同的相对周向位置以确保上游翼型的尾迹能分别处在下游翼型的前缘、叶背和叶盆, 用粒子图像测速仪 (PIV) 技术对下游翼型流场进行了实验研究.

1 实验设备及仪器

实验设备主要有低速风洞、PIV 测量装置和风力机翼型. 低速风洞出口尺寸为 $250 \text{ mm} \times 150 \text{ mm}$, 风洞的出口马赫数 Ma 为 $0 \sim 0.15$ 可调. PIV 测量装置由激光发射器、同步器、CCD (charge couple device) 摄像机和数据采集系统等组成, CCD 摄像机的分辨率为 $1024 \text{ 像素} \times 1024 \text{ 像素}$, 本次实验中两束激光的跨帧时间设为 $15 \mu\text{s}$. PIV 测量装置及控制、分析软件为国内 LABest 公司开发生产. 详细介绍 PIV 原理的文献比较多, 这里不再赘述, 具体可参考文献[13]. 风力机翼型采用风力机专用的 S809 翼型, 翼型弦长 b 为 80 mm , 翼展为 190 mm .

2 实验方案

该实验的风洞出口马赫数取 $Ma=0.1$. 文献[14]对该风洞出口的速度廓线的分布已经做了详

细的测量和描述, 在风洞出口翼型所处的核心区域, $Ma=0.1$ 的速度分布是相当均匀的, 风洞出口马赫数为 0.1 时, 可维持供气 2 min . 另外, 实际风力机叶片的工作雷诺数均大于 2×10^5 , 处在自模区. 该实验的环境温度为 $0 \sim 15^\circ\text{C}$ 时, 则雷诺数 $Re = \frac{\rho U L}{\mu}$, 其中 $\rho = 1.205 \text{ kg/m}^3$, $U = 34 \text{ m/s}$, $L = 0.8 \text{ m}$ (翼型的弦长), $\mu = 1.7994 \times 10^{-5} \sim 1.7161 \times 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$, 可得 $Re = 1.822 \times 10^6 \sim 1.910 \times 10^6$, 也处在自模区, 所以该实验结果对实际风力机上的应用是完全可行的. 风洞实验台实图如图 1 所示. 为了减少风洞出口气流速度的衰减, 将翼型固定于四面封闭的长方形通道里, 一面采用有机玻璃, 便于拍照, 并将长方形通道放置在风洞的出口. 为了消除伸入风洞中的发烟棒对流场的影响, 在风洞稳压箱的末端加装整流滤网. 上游翼型和下游翼型的相对位置如图 2 所示. 实验首先测量了流场中只有单个翼型在 $0^\circ, 15^\circ$ 和 30° 攻角下的流场. 然后通过改变上、下游翼型的攻角和相对位置, 测量有上游翼型的尾迹干扰时, 下游翼型叶背的流场结构. 上游翼型的攻角分别取 $0^\circ, 15^\circ$ 和 30° , 下游翼型的攻角分别取 15° 和 30° . 上游翼型的尾缘与下游翼型前缘的轴向距离分别取 $0.5b$ 和 $1.5b$. 下游翼型的周向位置的布置如图 2 所示的 A, B, C, D 四个位置, 这样可以保证

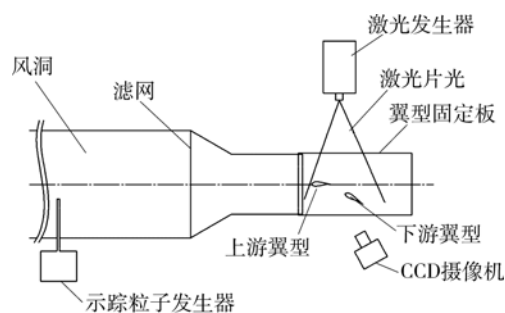


图1 PIV测量方案示意图

Fig. 1 Layout of the PIV measuring scheme

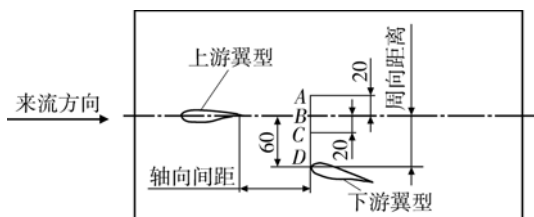


图2 上、下游翼型相对位置示意图

Fig. 2 Relative locations of upstream and downstream airfoil

上游翼型的尾迹能够分别处在下游翼型的前缘、叶背和叶盆,以便研究上游翼型尾迹的相对位置对下游翼型流场的影响。

3 实验结果及分析

由于实验是为了验证上游尾迹的非定常激励对下游翼型流场的非定常气动耦合效应,所以实验只对有尾迹激励时的下游翼型流场进行了研究。实验中每个工况拍摄了 100 对 TIF 格式图片,用 LABest 公司开发的后期处理软件对每个工况所测得的图片进行标定和互相关处理即可得到一个反映真实速度的瞬态流场以及该工况的 100 个瞬时流场的平均流场的数据文件,再用 Tecplot 软件处理即可得瞬时和平均的涡量流线图。实验结果具体包括:①风洞出口只有一个翼型的基准流场;②上游翼型不同攻角尾迹激励对下游翼型流场的影响;③上、下游翼型的轴向距离对下游翼型流场的影响;④上游尾迹的激励位置对下游翼型流场的影响。

3.1 基准流场

流场中只有一个翼型时的基准瞬时流场和平均流场如图 3 所示。从图中可以看出 0° 攻角时叶

背没有发生分离,为没有涡脱落的定常流动,尾迹很微弱; 15° 攻角时尾迹的涡量已经比较明显,叶背已经发生了分离,在叶背尾缘出现了倒流和旋涡,尾迹损失增加; 30° 攻角时从瞬时和平均的涡量流线图均可看出,分离扩展到整个叶背,翼型已经深度失速,从瞬时流场看,除了尾迹对涡外,叶背还出现了其他小尺度的涡系,涡量强度和范围剧增,尾迹损失及其与主流的掺混损失大增。

3.2 上游翼型的攻角对下游翼型流场的影响

因为上游翼型的不同攻角具有不同的尾迹涡脱落频率,所以上游翼型不同攻角代表不同的尾迹激励频率。以上、下游翼型的轴向距离为 $1.5b$,且上游翼型的尾迹处在下游翼型的前缘为例。上游翼型分别为 0° , 15° 和 30° 攻角时,下游翼型为 15° 和 30° 攻角的涡量流线图分别如图 4 和图 5 所示。①如图 4(b), (e) 和图 5(c), (f) 所示,当上、下游翼型为相同攻角时,下游翼型的流场明显得到改善,下游翼型的叶背分离得到显著抑制,尾迹涡量减弱,从图 5(f) 30° 攻角的平均涡量流线图可以看出,其叶背大尺度的分离几乎得到了完全抑制。这是由于,当上、下游翼型为相同攻角时,因为上、下游翼型的几何形状完全相同,在来流条件完

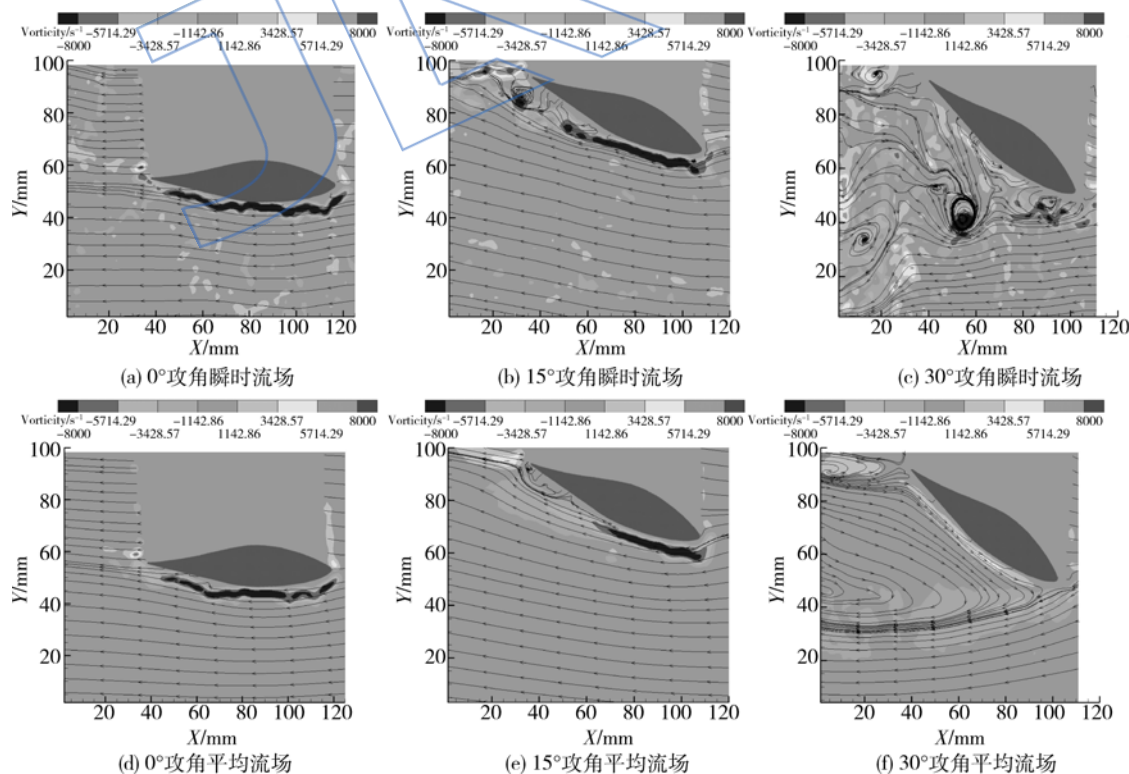


图3 基准流场的涡量流线图

Fig. 3 Vorticity and streamline contours of base flow field

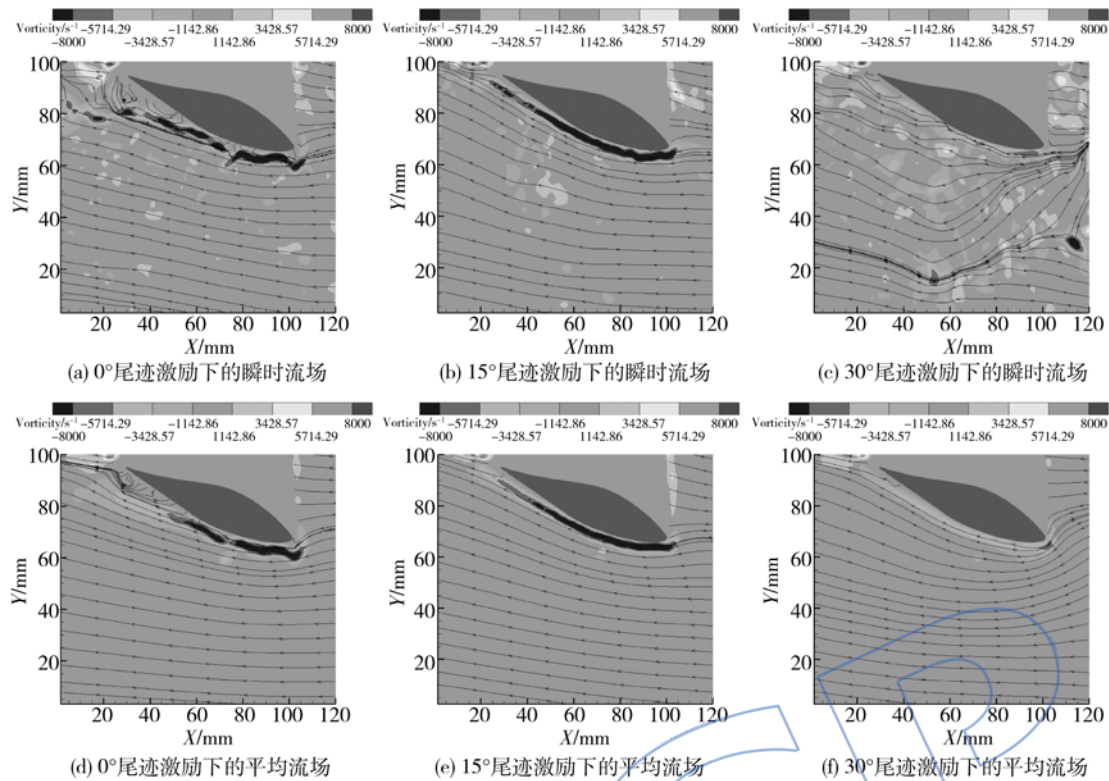


图 4 不同尾迹激励频率下,下游翼型 15°攻角的涡量流线图

Fig. 4 Vorticity and streamline contours of 15° incidence angle of downstream airfoil under different wake excitation frequencies

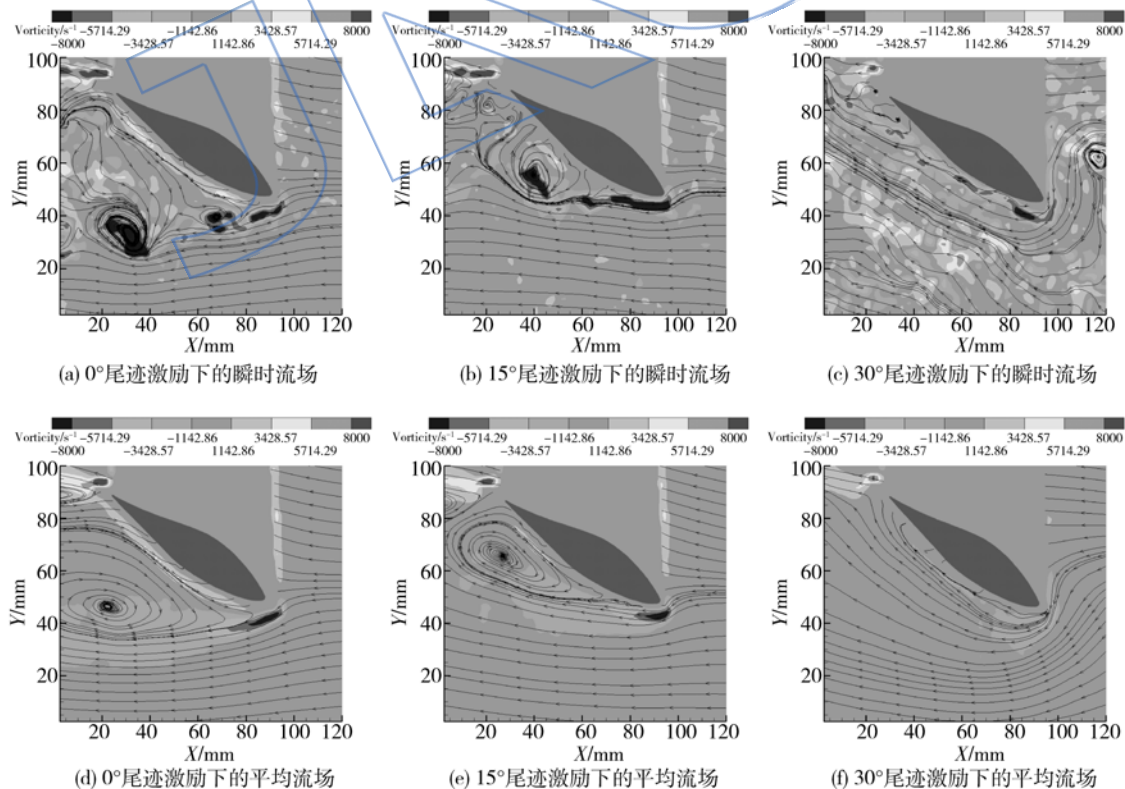


图 5 不同尾迹激励频率下,下游翼型 30°攻角的涡量流线图

Fig. 5 Vorticity and streamline contours of 30° incidence angle of downstream airfoil under different wake excitation frequencies

全相同时,其旋涡脱落的频率必然相等,所以当上游翼型的尾迹处在下游翼型的前缘附近区域时,上游翼型的尾迹对下游翼型的分离旋涡产生共振、整流,由于上游尾迹的这种非定常耦合激励,使得下游翼型的流场从无序变得有序,从而改善下游翼型的流场结构. ②如图 5(b),(e)所示,上游翼型为 15° 攻角的尾迹使得下游翼型 30° 攻角时的分离点后移,尾迹变窄,涡量和尾迹损失减弱,表明下游翼型的分离流场对上游的尾迹有益的激励频率存在一定的感受范围. ③由图 4(a),(d)和图 5(a),(d)可以看出,在下游翼型处于 15° 和 30° 攻角时,上游翼型 0° 攻角的尾迹干扰均未对下游翼型的流场产生任何影响,这表明下游翼型的分离流场对上游定常流动的尾迹干扰是没有感受性的. ④图 4(c),(f)的流场表明上游 30° 攻角的尾迹已经完全改变了下游 15° 攻角的主流区,虽然使下游翼型的叶背分离消失,但使下游翼型的流场变得更加混乱,正、负涡量的分布范围剧增.

3.3 上、下游翼型的轴向距离对下游翼型流场的影响

上、下游翼型的轴向距离越近,则上游翼型尾迹对下游翼型流场的激励强度越强,因此,上、下

游翼型的轴向距离对应上游尾迹的激励强度. 调整上、下游翼型的轴向距离为 $0.5b$,上游翼型不同攻角的尾迹在前缘对下游处于 15° 和 30° 攻角的翼型施加激励,下游翼型 15° 和 30° 攻角的涡量流线图分别如图 6 和图 7 所示. ①缩短轴向距离后,图 6(b),(e)与图 4(b),(e)得到了同样的实验结果,上游翼型 15° 攻角的尾迹使下游翼型 15° 攻角的叶背分离得到完全的抑制,表明上游有益的尾迹激励频率的强度在一定范围内都会对下游的分离流场产生积极的影响;比较图 5(b),(e)和图 7(b),(e),可以看出在上游有益的激励频率不变的情况下,缩短轴向距离(尾迹强度增大),上游翼型 15° 攻角的尾迹可使下游 30° 攻角翼型的叶背分离点进一步后移;但是,缩短轴向距离后,当上、下游均为 30° 攻角时,图 7(c),(f)与图 5(c),(f)得到了完全相反的结果,上游翼型 30° 攻角的尾迹使得下游 30° 攻角的翼型流场更加恶化,在下游翼型的头部前方也出现了倒流,尾迹宽度和涡量的分布范围进一步加大,从图 7(f)的平均涡量流线图可以看出叶背的分离并没有得到改善,原因在于:上游翼型的气流分离已经扩展到整个叶背,尾迹很宽,而且尾迹的旋涡及气流脉动显著增强,

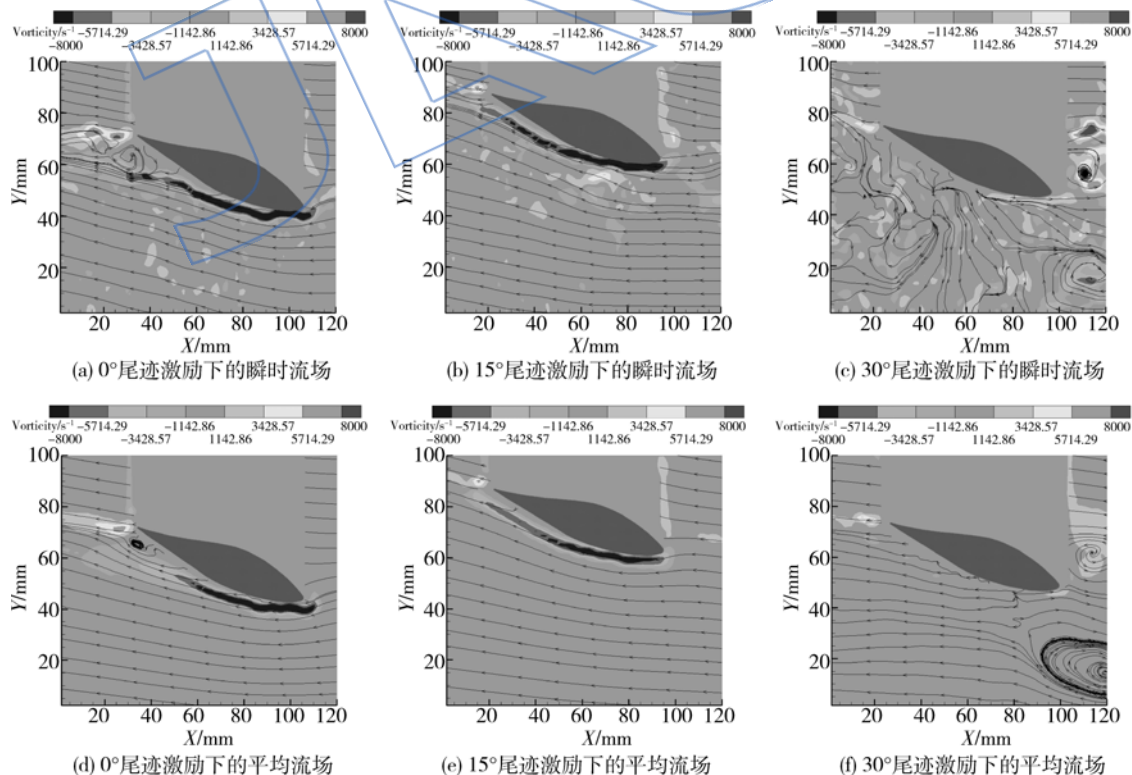


图6 缩短轴向距离下游翼型 15° 攻角的涡量流线图

Fig. 6 Vorticity and streamline contours of 15° incidence angle of downstream airfoil under short axial-spacing

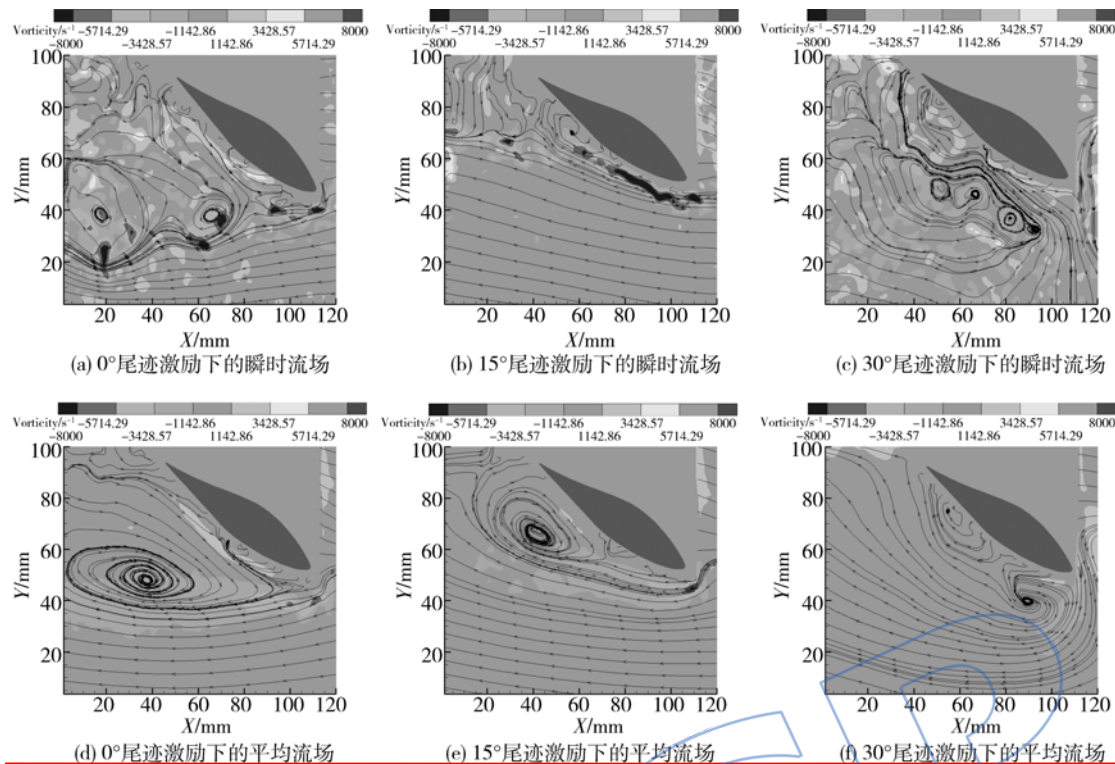


图7 缩短轴向距离下游翼型30°攻角的涡量流线图

Fig. 7 Vorticity and streamline contours of 30° incidence angle of downstream airfoil under short axial-spacing

上、下游翼型的轴向距离很近时,上游翼型的尾迹完全改变了下游翼型的主流区,使下游翼型及其主流区处在一个复杂的涡系当中,下游翼型的来流速度、紊流度以及攻角与上游翼型相比发生了根本性的变化,如此恶劣的进口条件,必然使下游翼型的流场恶化;图6(c),(f)流场恶化的原因也在于此。然而如图5(c),(f)所示,上、下游翼型的轴向距离较远时,由于旋涡的耗散和尾迹与主流区的掺混,使上游翼型的尾迹对下游翼型的主流区的影响减弱,此时,如果上游翼型的尾迹处在下游翼型的前缘时,由于上游翼型的尾迹对下游翼型流场的共振、整流作用,使下游翼型的叶背分离点显著后移,因此,对下游翼型分离流场有益的尾迹激励应该是不明显改变下游翼型主流区的非定常弱激励;②如图6(a),(d)和图7(a),(d)所示,即使缩短上、下游翼型的轴向距离,增强激励尾迹的强度,上游翼型为0°攻角时,其尾迹干扰对下游翼型的流场仍然没有产生任何影响,进一步表明下游翼型的分离流场对上游翼型定常流动的尾迹弱激励是没有感受性的。

3.4 上游翼型尾迹的激励位置对下游翼型流场的影响

以上讨论的情况均为上游尾迹处在下游翼型

的前缘的工况。本文也研究了上游尾迹处在下游翼型的叶背和叶盆时,上游尾迹对下游翼型流场的影响。调整上、下游翼型的相对周向位置可使上游翼型的尾迹分别处在下游翼型的叶背、前缘和叶盆。

以下列出了上、下游翼型均为30°攻角,且轴向距离为1.5*b*工况的流场图。图8为上游翼型的尾迹在下游翼型的叶背和叶盆激励下,下游翼型叶背的瞬时和平均涡量流线图。从图8(b),(d)和图5(c),(f)的瞬时与平均的流场可以看出,上游的尾迹激励使得下游翼型叶背的大尺度分离得到显著抑制。从图8(a),(c)可以看出,当上游尾迹处在下游翼型的叶背时,上游尾迹激励对下游翼型的分离流场的改善则不明显。因此,当下游翼型发生大尺度的叶背分离时,上游的非定常弱激励在前缘和叶盆的激励效果要明显好于在叶背的激励,说明了上游尾迹的激励位置不同对下游翼型的分离流场影响是不同的,前缘和叶盆的激励效果更优一些。

综上所述,在一定的近距离范围内,上游翼型的尾迹在适当的条件下对下游翼型的流场有明显的改善作用的,研究结果对于双排转子风力机的上、下排转子相对位置的合理布置是有重要参

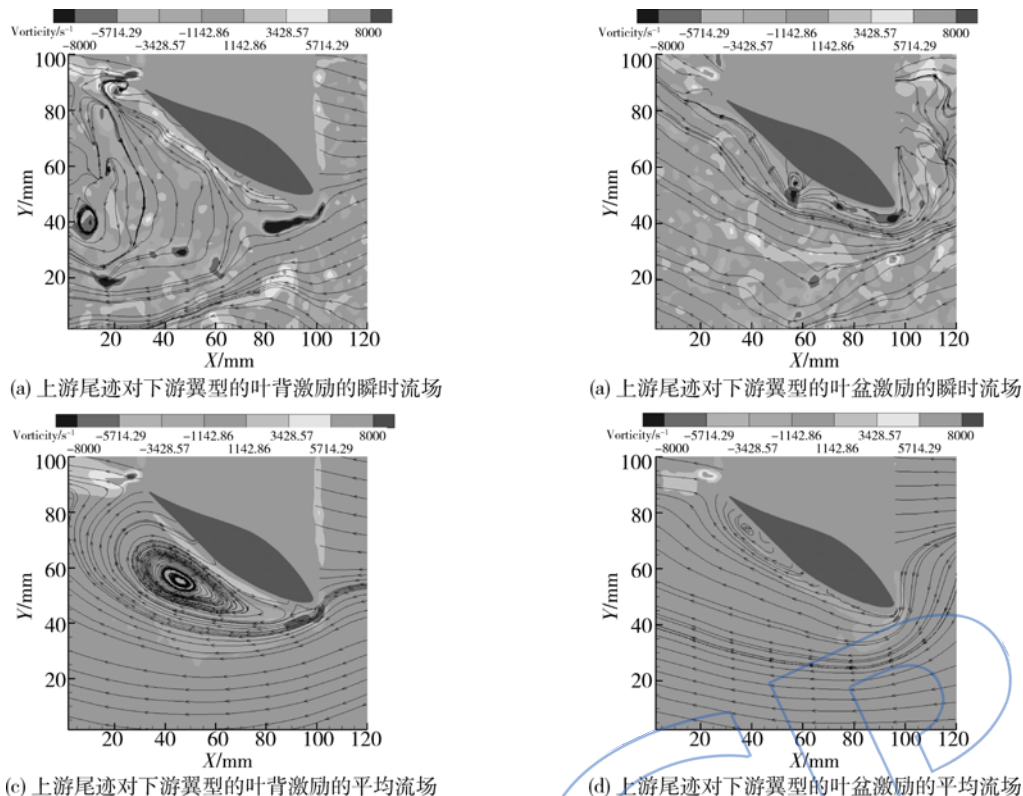


图8 在不同的激励位置下,下游翼型的涡量流线图
Fig.8 Vorticity and streamline contours of downstream airfoil
under different excitation positions

考价值的。

4 结论

从以上的实验结果和分析可以得出如下结论:

1) 下游翼型的分离流场对上游翼型定常流动的尾迹弱激励是没有感受性的,可改善下游翼型流场的尾迹激励为不明显改变下游翼型主流区的非定常弱激励;

2) 上、下游翼型处于相同攻角时,上游翼型尾迹处在下游翼型前缘的非定常弱激励对下游翼型流场的改善效果最优;

3) 下游翼型的分离流场对上游的尾迹有益的激励频率(对应上游翼型的攻角)存在一定的感受范围,并且对于下游翼型大尺度分离时,上游尾迹在前缘和叶盆的激励要优于在叶背的激励;

4) 增强上游有益的尾迹激励频率的强度(缩短上、下游翼型的轴向距离),则发生大尺度分离的下游翼型叶背的分离点进一步后移。

参考文献:

[1] Medici D, Alfredsson P H. Wind turbine near wakes and comparisons to the wake behind a disc[R]. AIAA 2005-

595, 2005.

[2] Eberlr W R. Wind flow characteristics in the wake of large wind turbines: Vol. 1—Analytical model development[R]. DOE/NASA CR-165380, 1981.

[3] 胡丹梅,田杰,杜朝辉. 水平轴风力机尾迹流场 PIV 实验研究[J]. 太阳能学报, 2007, 28(2): 200-206.

HU Danmei, TIAN Jie, DU Chaohui. PIV experimental study on the wake flow of horizontal-axis wind turbine model[J]. Acta Energiæ Solaris Sinica, 2007, 28(2): 200-206. (in Chinese)

[4] 高志鹰,汪建文,韩伟,等. 风力机叶片周围流场的 PIV 测试[J]. 可再生能源, 2009, 27(1): 10-13.

GAO Zhiying, WANG Jianwen, HAN Wei, et al. PIV measurement on the flow field around a blade of hawt[J]. Renewable Energy Resources, 2009, 27(1): 10-13. (in Chinese)

[5] Alfredsson P H, Dahlberg J A. Measurements of wake interaction effects on the power output from small wind turbine models[R]. FFA, HU-2189, Part 5, 1981.

[6] 陈坤,贺德馨. 风力机尾流数学模型及尾流对风力机性能的影响研究[J]. 流体力学实验与测量, 2003, 17(1): 84-87.

CHEN Kun, HE Dexin. The study for the wake model of wind turbine and the wake effects on the performance of wind turbine[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2003, 17(1): 84-87. (in Chinese)

- [7] No T S, Kim J E, Moon J H, et al. Modeling, control and simulation of dual rotor wind turbine generator system [J]. *Renewable Energy*, 2009, 34(10): 2124-2132.
- [8] 盖峰, 袁巍. 风力机间尾流激励研究[C]//第十五届叶轮机会会议论文集. 湖南: 中国航空学会, 2009.
- [9] Jung S N, No T S, Ryu K W. Aerodynamic performance prediction of a 30kW counter-rotating wind turbine system [J]. *Renewable Energy*, 2005, 30(5): 631-644.
- [10] Walker G J, Oliver A R. The effect of interaction between wakes from blade rows in an axial flow compressor on the noise generated by blade interaction [R]. ASME Paper No. 72-GT-15, 1972.
- [11] 李志平. 轴流压气机实现非定常耦合流型的实验研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2006.
- LI Zhiping. Experimental investigation of realizing unsteady cooperative flow type in axia-flow compressor[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [12] GONG Zhiqiang, LI Zhiping, LI Maoyi, et al. An investigation of the IGV/rotor interaction in a low speed axial compressor using DPIV[R]. ASME GT2006-90976, 2006.
- [13] 刘胤. 用 PIV 技术测量压气机内流的实验研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2000.
- LIU Yin. An experimental study for application of piv in inner-flow measurement of compressor[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000. (in Chinese)
- [14] 解克, 李晓东, 林大楷. 圆柱/翼型干涉流场的实验研究[J]. *飞机设计*, 2009, 129(4): 6-12.
- XIE Ke, LI Xiaodong, LIN Dakai. An experimental investigation of the flow field of rod-airfoil interaction[J]. *Aircraft Design*, 2009, 129(4): 6-12. (in Chinese)