

文章编号: 1000-8055(2007)11-1852-06

共轴式双旋翼悬停流场的水洞 PIV 测量

于世美, 邓彦敏

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 采用粒子图像测速(PIV)技术, 对共轴式双旋翼在悬停状态下的流场进行水洞实验, 测量得到旋翼流场的涡量和速度分布, 桨尖涡的结构和脱落轨迹等直观整体的图像, 研究了共轴式双旋翼悬停流场的气动干扰特性. 为了比较, 对单旋翼也进行测量, 实验结果为直升机的气动计算和合理设计提供了可靠的实验依据.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 共轴式直升机; 旋翼流场; 尾迹; 水洞实验; 粒子图像测速 (PIV)

中图分类号: V211.52; V211.7

文献标识码: A

PIV measurement of water tunnel for the flow field of a hovering coaxial rotor

YU Shi mei, DENG Yan min

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Particle Image Velocimetry (PIV) technique was applied to water tunnel experiment for the flow field of hovering coaxial rotor. Vortex contours and velocity distribution of the rotor flow fields, configuration and trajectory of the tip vortex were measured. The aerodynamic interference characteristics of hovering coaxial rotor flow fields were also investigated. A single rotor was also measured for comparison purpose. The experimental results provide reliable reference for aerodynamic calculation and reasonable design of helicopter.

Key words: aerospace propulsion system; coaxial helicopter; rotor flow fields; wake; water tunnel experiment; particle image velocimetry (PIV)

直升机旋翼流场的气动特性研究, 是直升机气动计算和合理设计的关键. 共轴式直升机由于上、下旋翼之间的气动干扰, 尾迹流场比单旋翼的更加复杂, 对其进行的实验研究各有特点. 文献[1]采用烟流显示及跟踪摄像的方法, 在飞行试验中观测了共轴式双旋翼的尾迹; 文献[2]采用染色液显示法, 对共轴式双旋翼流场进行了水洞实验, 但只是定性研究; 文献[3]采用 LDV, 在空气中对共轴式双旋翼的悬停流场进行了测量, 但只能实现对速度的有限单点测量.

近年来, 随着计算机技术、光学技术以及图像处理技术的快速发展, PIV 粒子图像测速技术有了长足的发展, 作为一种新的激光非接触性瞬时全场测量方法, 已被广泛应用于复杂非定常流场的研究中.

本文采用 PIV 技术, 在水洞流态显示^[2]的基础上, 对共轴式双旋翼和单旋翼在悬停状态下的流场做进一步的测量, 同时, 与同状态下在空气中的实验^[4]进行相应的比较, 得到了有价值的结果, 对进一步探讨共轴式双旋翼悬停流场的运动规律

具有重要意义.

1 实验设备与方法

1.1 水洞与模型

实验在北京航空航天大学重点实验室的 1.2 m 低速水洞中进行. 该水洞为串联水平回流式, 主试验段尺寸 1.2 m × 1.0 m × 16 m(高 × 宽 × 长), 流速范围 0.1~1.0 m/s.

模型由上、下两组旋翼构成, 各有两片桨叶. 采用 NACA0015 对称翼型, 旋翼半径 $R=250$ mm, 弦长 25 mm, 上、下旋翼间距 $0.2 R$, 为保证扭矩平衡, 上旋翼总距 9° , 下旋翼总距 9.6° , 旋翼转速 120 r/min, 上旋翼顺时针旋转, 下旋翼逆时针旋转, 单旋翼时只安装下旋翼.

旋翼模型由电机驱动, 并由调速器控制转速, 减速装置上安装有旋转编码器, 用来给 PIV 系统发送脉冲触发信号, 以使图像的获取和桨叶的方位角达到相位同步.

1.2 PIV 系统

PIV 系统的布置如图 1 所示, 采用 2D-PIV 系统, 主要由激光器、数字相机、同步控制器以及专业图像处理软件组成. 激光器采用脉冲能量 50 mJ 的双腔 ND: YAG 激光器; 数字相机分辨率 $1\,600 \times 1\,200$, 采集速率 20 帧/s, 采集区域约 200×150 mm; MicroPulse710 同步控制器延时精度 10 ns, 基于 USB 接口, 编码器接输入端口, 两路激光器分别接两个输出端口, 相机接 1 个输出端口; 示踪粒子选用跟随性良好的直径 $0.5\ \mu\text{m}$ 左右的空心玻璃微珠; MicroVec 专业图像处理软件设定整个系统的工作参数, 在计算机中实时显示并同步记录图像, 并对图像进行批处理和统计平均, 得到的向量计算结果用 Tecplot 可视化软件

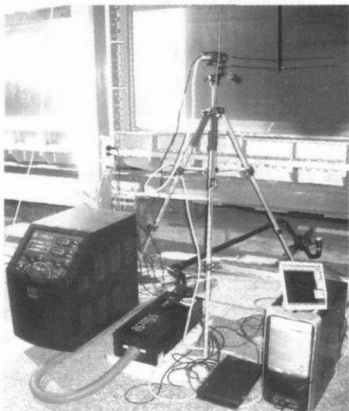


图 1 PIV 系统布置图

Fig. 1 PIV system configuration

进行处理分析.

1.3 实验方法

1.3.1 实验原理

实验原理如图 2 所示, 旋翼模型安装于水洞上方, 电机、减速装置及编码器位于水面之上, 旋翼安装于旋翼轴下端, 位于水洞工作区中间, 激光器安装于水洞下方, 数字相机安装于三角架上, 正对激光片光进行拍摄.

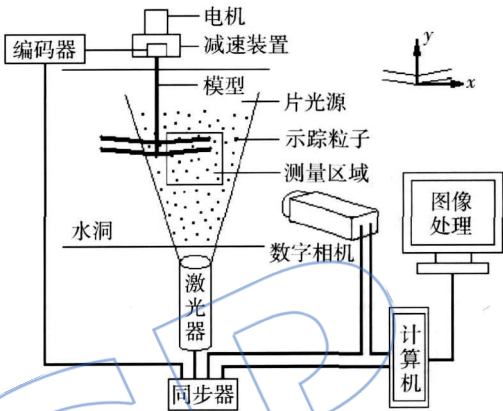


图 2 实验原理示意图

Fig. 2 Sketch of experiment principle

考虑到 PIV 最佳工作频率为 10 Hz, 而旋翼转速为 120 r/min, 所以将编码器一周 5 等分, 即从桨叶方位角 $\Phi=0^\circ$ (上下旋翼重合并与水洞壁平行) 时开始, 每隔 72° , 即 0.1 s, 发送给 PIV 一个脉冲触发信号. 软件设定工作模式为外同步上升沿触发, 图像缓存 100 帧, 跨帧延时 1 000 μs . 实验时调节相机焦距使粒子图像清晰, 待旋翼转速稳定后进行测量. 通过对同一相位连续曝光的奇数帧和偶数帧图像进行互相关计算, 两帧图像可以得到一个向量结果, 多次测量并对同一相位的结果进行统计平均.

1.3.2 坐标系

如图 2 所示, 坐标系取固连于桨毂的旋翼构造轴系, x 轴沿桨叶变距轴线, 指向外, y 轴沿旋翼轴, 指向上.

1.3.3 测量区域

实验分别对共轴式双旋翼和单旋翼的悬停流场进行测量. 由于悬停时的旋翼流场具有轴对称性, 只需测量旋翼在任意方位角时的流场, 实验时将测量区域置于 $\Phi=0^\circ$ 处(如图 2).

由于一副旋翼有两片对称的桨叶, 可以同时测得方位角相差 $\Delta\Phi=180^\circ$ 的两片桨叶分别形成的桨尖涡, 即以桨叶方位角步长 $\Delta\Phi=72^\circ$ 获取的图像, 可以得到尾迹角步长 $\Delta\Phi=36^\circ$ 的桨尖涡脱

落轨迹.

测量图像需有桨叶的影像, 以根据桨叶在不同方位角时的影像变化来判断相位. 为了对图像结果进行尺寸标定, 还需在固定激光器与相机的位置之后, 拍摄带标尺的参考图像.

2 实验结果与分析

2.1 瞬时涡量场与速度场

PIV 技术基于瞬态全场测量, 能同时得到涡量场和速度场等详细直观的流场信息.

图 3 清楚地反映出桨尖涡的结构及其对速度的诱导效应, 可以看出, 图中每副旋翼分别存在着两个螺旋型的桨尖涡, 并有明显的逐渐向下脱落和向里收缩的趋势. 桨尖涡的涡核半径大约为桨叶弦长的 35%, 接近于 Scully 涡核模型.

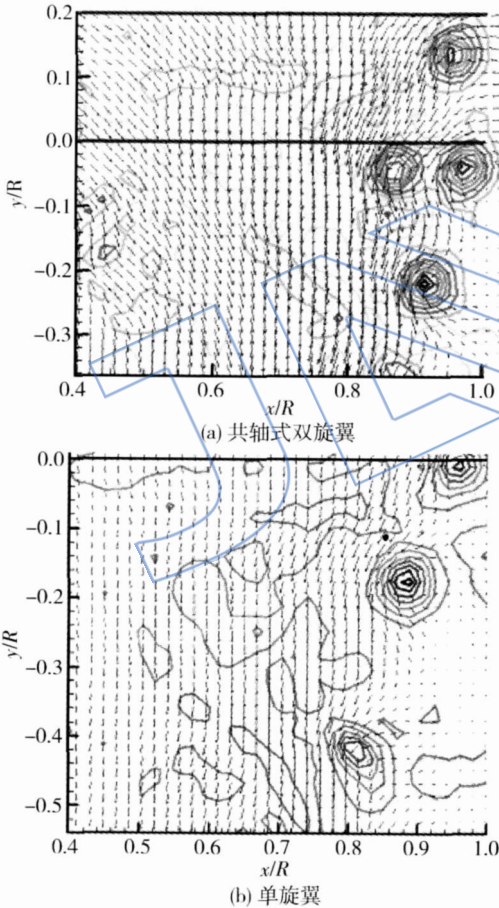


图 3 瞬时涡量场与速度场

Fig. 3 Instantaneous vortex contours and velocity vectors

从图 3 中桨尖涡附近的速度分布可以看出, 桨尖涡内侧有很大的下洗速度, 这与桨尖涡外侧较小的速度形成了很大的速度梯度. 比较图 3 中靠近桨尖的桨尖涡外侧, 可以看出, 单旋翼的桨尖

涡外侧存在上洗流, 而共轴式上旋翼的桨尖涡外侧不再存在上洗流, 这是由于下旋翼下洗的吸引作用, 而下旋翼的桨尖涡外侧, 仍像单旋翼那样存在明显的上洗流, 这是由于下旋翼的桨尖涡位于上旋翼的滑流边界之外, 所受影响很小, 其流场情形基本与单旋翼时相同.

从图 3 中整个流场的速度矢量分布可以看出, 共轴式双旋翼的轴向速度分量, 相比单旋翼有所增大, 但由于上下旋翼的干扰相当于减小了桨叶的有效迎角, 使桨尖涡强度和下洗速度又有所减弱, 所以总的轴向速度增加不大, 小于单旋翼的两倍.

图 3(a) 中共轴式双旋翼的径向速度分量, 沿半径向外基本呈先正值后负值的趋势, 正负值的临界半径大致在 $0.7R$ 左右, 不同轴向位置的临界半径不同, 可以看出, 径向速度的分布与桨尖涡的位置密切相关, 例如, 图 3(a) 中, 上下旋翼靠得最近的中间两个涡(约 $y/R = -0.05$ 处), 由于相互干扰强烈, 其上方(约 $y/R = 0$ 处)径向速度的负值区域明显增大, 即临界半径较小, 而其下方(约 $y/R = -0.1$ 处)径向速度均为正值, 不存在临界半径.

图 3(b) 中单旋翼与共轴式双旋翼不同的是, 径向速度的正值分量很小, 而负值分量较大, 正负值的临界半径很不稳定, 大致在 $0.4 \sim 0.7R$ 之间.

2.2 桨尖涡脱落轨迹

图 4 为旋翼旋转一周内的 5 个不同相位的涡量场叠加显示的结果, 从图 4(a) 可以看出, 共轴式上下旋翼的桨尖涡各自存在着相对稳定的脱落轨迹, 形成比较明显的上下涡系的滑流收缩边界, 其不同于图 4(b) 单旋翼的特点是, 共轴式上旋翼的尾涡经过下旋翼之后, 桨尖涡变得逐渐模糊而难以辨认, 这是由于一方面, 上旋翼的尾涡与下旋翼桨叶之间产生强烈的桨涡干扰; 另一方面, 在下旋翼下方, 上下旋翼的尾涡靠的很近, 增大了尾涡间的干扰; 另外, 由于粘性的影响, 涡强向下游会自然衰减, 从而使桨尖涡逐渐耗散而变得不稳定.

2.3 尾迹边界

根据测得的涡量峰值判断出涡核的位置, 能够准确地得出尾迹的滑流边界.

图 5 为共轴式双旋翼与单旋翼尾迹的轴向及径向位置随尾迹角的变化. 从图 5(a) 轴向位置来看, 共轴式上下旋翼的尾迹由于相互诱导, 轴向下

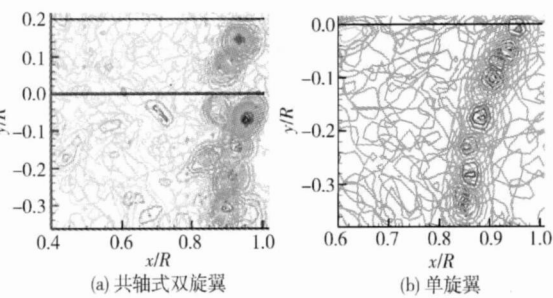


图 4 桨尖涡脱落轨迹
Fig. 4 Tip vortex trajectories

降速度均比单旋翼的快,上旋翼的尾迹由于下旋翼下洗的吸引,下降更快.

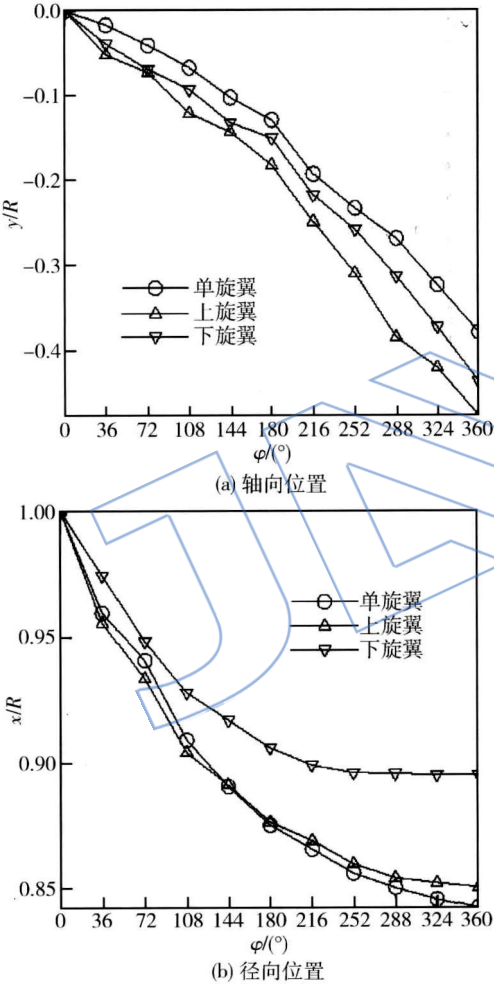


图 5 共轴式双旋翼与单旋翼尾迹的轴向及径向位置
Fig. 5 Axial and radial locations of wakes of coaxial rotor and single rotor

从图 5(b) 径向位置来看,共轴式下旋翼尾迹的收缩速度明显比单旋翼的慢,这是由于上旋翼尾迹外侧的诱导速度对下旋翼尾迹的扩张作用;而上旋翼尾迹的收缩情形与单旋翼的相比差别不大,但能看出收缩速度先快后慢,这表明上旋翼的

尾迹一开始由于下旋翼的吸引收缩较快,而大约在尾迹角 $\varphi=180^\circ$ 时,上旋翼的尾迹刚好经过下旋翼桨盘平面,由于与自身后续桨叶和下旋翼桨叶之间均产生一定的桨涡干扰,而且在下旋翼下方,上下旋翼的尾迹靠的很近,增大了尾迹间的干扰,使收缩速度变慢.

从轴向位置和径向位置均可以看出,无论是共轴式双旋翼还是单旋翼,在尾迹角 $\varphi=180^\circ$ 时,尾迹轴向下降和径向收缩的速度均出现转折,这显然是下一片桨叶经过时桨涡干扰的结果.而在桨涡干扰的前后,尾迹轴向下降和径向收缩的速度几乎均保持各自的常数.

图 6 为共轴式双旋翼与单旋翼的尾迹边界比较.可以看出,共轴式上下旋翼的尾迹边界均比单旋翼的宽,下旋翼的这种变化更明显.在尾迹角 $\varphi=360^\circ$ 时,即尾迹移动一周的位置,共轴式上下旋翼的尾迹分别收缩于 $0.85R$ 和 $0.895R$,共轴式上旋翼的尾迹在下旋翼桨盘平面处(大约在尾迹角 $\varphi=180^\circ$ 时)收缩于 $0.875R$;单旋翼的尾迹收缩情形与下旋翼的相差不大,在尾迹移动一周时收缩于 $0.842R$.

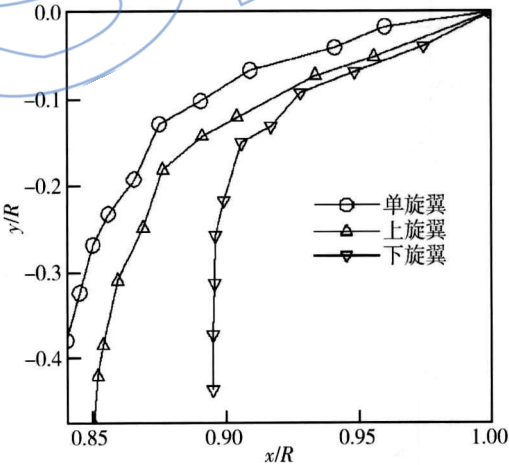


图 6 共轴式双旋翼与单旋翼的尾迹边界
Fig. 6 Wake boundaries of coaxial rotor and single rotor

2.4 涡量与速度分布

图 7、图 8 和图 9 分别为共轴式双旋翼与单旋翼在不同尾迹角时的桨尖涡所在平面处的涡量、轴向速度和径向速度沿径向的分布,共轴式双旋翼以下旋翼的桨尖涡为基准.

比较图 7(a) 和图 7(b) 可以看出,共轴式双旋翼与单旋翼的共同点是,涡量峰值均随着尾迹角的增大而减小,即随着桨尖涡与桨盘平面距离的增大,涡强逐渐衰减,特别是在下一片桨叶经过之

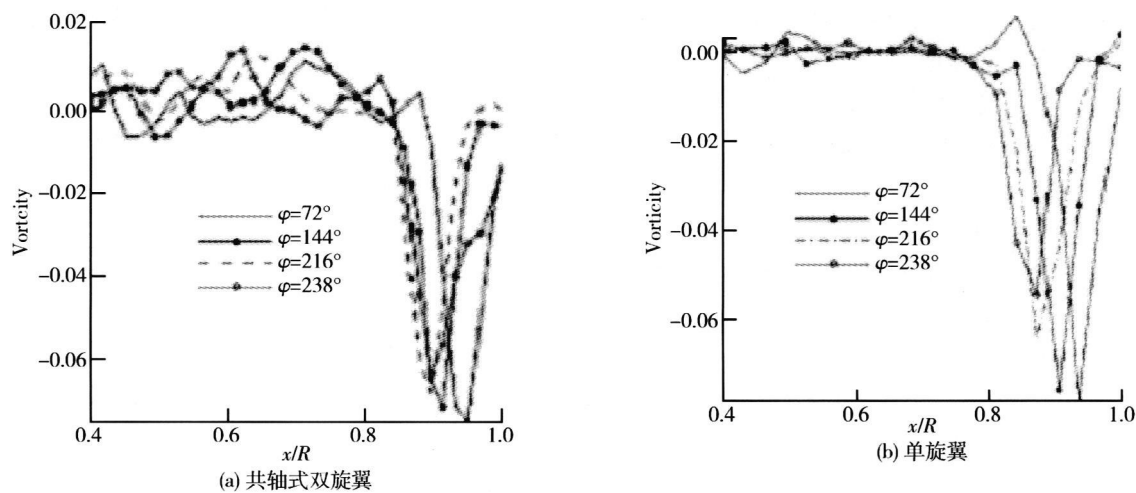


图 7 不同尾迹角时过涡心的涡量分布

Fig. 7 Vorticity distributions across the tip vortex at various wake ages

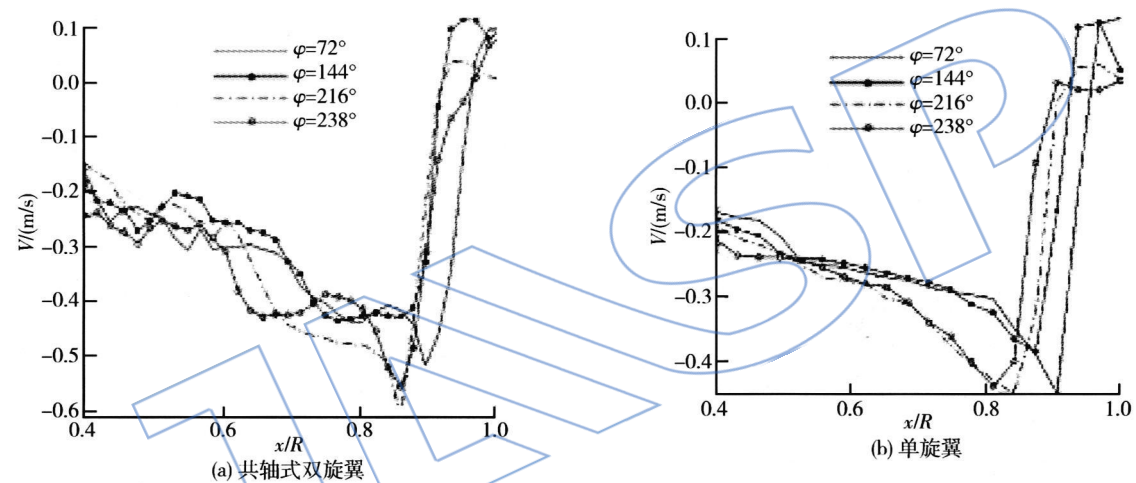


图 8 不同尾迹角时过涡心的轴向速度分布

Fig. 8 Axial velocity distributions across the tip vortex at various wake ages

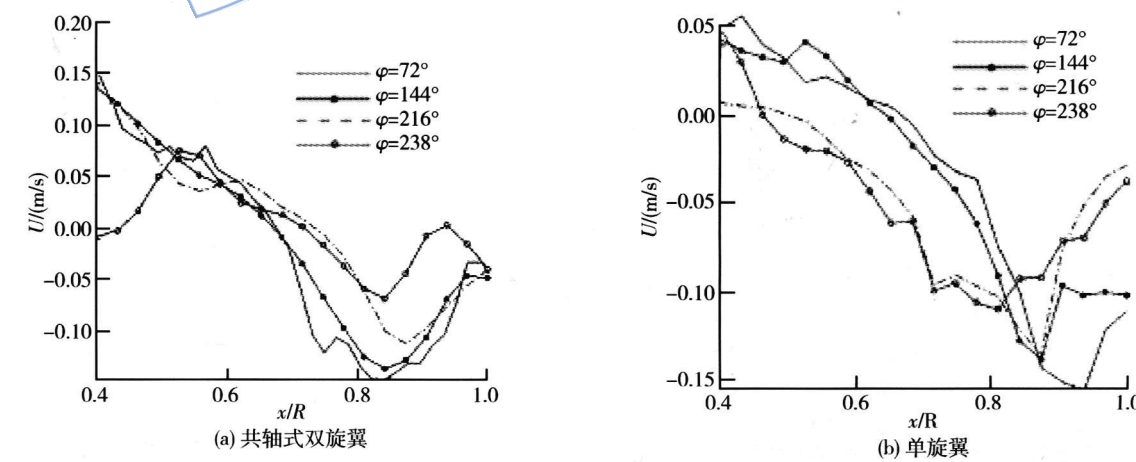


图 9 不同尾迹角时过涡心的径向速度分布

Fig. 9 Radial velocity distributions across the tip vortex at various wake ages

后衰减更快; 区别是, 共轴式双旋翼的涡量峰值在一开始比单旋翼的小, 但涡强的衰减速度比单旋

翼的慢。另外, 由于共轴式上下旋翼之间的相互干

扰, 内侧涡量分布比单旋翼混乱。

从图 8 可以看出, 共轴式双旋翼和单旋翼的轴向速度峰值, 均在尾迹角 $\varphi = 216^\circ$ 时明显增大, 这显然是由于尾迹角 $\varphi = 180^\circ$ 时, 下一片桨叶经过时桨涡干扰的结果, 这表明轴向速度峰值对桨叶的通过效应很敏感; 而在尾迹角 $\varphi = 180^\circ$ 前后, 轴向速度峰值均随着尾迹角的增大而减小, 这说明一方面, 粘性的影响使速度向下游自然衰减, 另一方面, 方位角的变化对瞬时速度有一定的周期性影响, 体现了旋翼流场的非定常特性。

比较图 9(a) 和图 9(b) 可以看出, 共轴式双旋翼与单旋翼的共同点是, 径向速度峰值均随着尾迹角的增大而减小, 这与涡量峰值的变化趋势相同; 区别是, 共轴式双旋翼径向速度的正值区域比单旋翼的大, 并且在下流不稳定。

2.5 桨盘平面的轴向速度分布

图 10 为单旋翼和共轴式上、下旋翼各自的桨盘平面处, 轴向速度沿径向的分布。可以看出, 轴向速度的变化趋势均是从桨尖处较小的速度迅速过渡为较大的下洗速度(约 $x/R = 0.8 \sim 0.9$ 处), 然后又缓慢减小, 这显然是桨尖涡的诱导效应(如图 3)。

图 10 中共轴式上桨盘平面的轴向速度与单旋翼的相比增加不大, 但峰值速度反而减小, 桨尖处不再有上洗。这是由于一方面, 下旋翼下洗的吸引作用使上桨盘平面的下洗有所增大; 而另一方面, 下洗的增大又相当于减小了桨叶的有效迎角, 而且上旋翼的总距较小, 这又使上旋翼的桨尖涡强度和下洗有所减弱, 以上两方面因素的相互抵触作用, 使上桨盘平面的轴向速度分布呈现出上述变化。

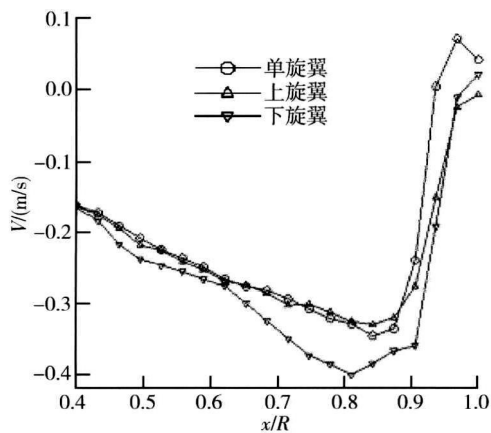


图 10 共轴式双旋翼与单旋翼的轴向速度分布($y = 0$)

Fig. 10 Axial velocity Distributions of coaxial rotor and single rotor ($y = 0$)

从图 10 可以看出, 由于共轴式下旋翼位于上旋翼的下洗气流中, 使下桨盘平面的轴向速度与单旋翼的相比明显增大, 峰值速度增加更大, 而峰值外侧的速度波动, 可以看出上旋翼的尾迹在下桨盘平面处的滑流收缩, 此收缩边界在 $x/R = 0.875$ 处(如图 6), 在此边界内侧, 上旋翼对下旋翼的影响较严重, 使下桨盘平面的下洗增加很大, 该区域的气动效率降低; 而在此边界外侧, 上旋翼对下旋翼的影响很小, 下桨盘平面的轴向速度分布情形基本与单旋翼时相同, 只是尾迹边界向外扩展了一些。

3 结 论

(1) 桨尖涡的涡核半径大约为桨叶弦长的 35%, 接近于 Scully 涡核模型。

(2) 悬停时共轴式上下旋翼的尾迹在移动一周时分别收缩于 $0.85 R$ 和 $0.895 R$, 共轴式上旋翼的尾迹在下旋翼桨盘平面处(大约在尾迹角 $\varphi = 180^\circ$ 时)收缩于 $0.875 R$, 单旋翼的尾迹在移动一周时收缩于 $0.842 R$ 。

(3) 涡量峰值与径向速度峰值均随着尾迹角的增大而减小; 轴向速度峰值对桨叶的通过效应很敏感。

(4) 悬停时, 从单旋翼变化到共轴式双旋翼, 上下旋翼各自桨盘平面的轴向速度基本都有所增大, 下旋翼的增大较明显, 而上旋翼的峰值速度反而减小, 桨尖处不再有上洗。

参考文献:

- [1] Akimov A I, Butov V P, Bourtsev B N, et al. Flight investigation of coaxial rotor tip vortex structure [R]. Washington DC: 50th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1994.
- [2] 李洪昌, 邓彦敏. 共轴式双旋翼尾迹形态及桨尖涡结构的实验研究[D]. 北京: 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 2004.
- [3] LI Hongchang, DENG Yanmin. Experimental investigation of coaxial rotor wake and tip vortex [D]. Beijing: School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004.
- [4] 高正. 直升机空气动力学的新成果[M]. 北京: 航空工业出版社, 1999.
- GAO Zheng. Recent achievements in the field of helicopter aerodynamics [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1999.
- [4] Gregorio F D, Ragni A. Wake vortex characterisation in towing tank facilities using PIV technique [R]. AIAA-2003-93.