

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.02.007

应用 PIV 测量缩比共轴双旋翼流场特性的研究

马艺敏¹ 陈铭¹ 王强¹ 徐冠峰²

(1. 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京, 100191; 2. 总参陆航研究所机体发动机室, 北京, 101121)

摘要:采用粒子图像测速(Particle image velocimetry, PIV)技术对一缩比共轴双旋翼模型在悬停和以不同前进比前飞时的流场进行水洞实验。测量得到了旋翼流场的瞬时涡量的速度分布, 桨尖涡的脱落轨迹, 悬停时的尾迹边界和前飞时的尾迹边界等流场特性参数分布。研究了不同状态下共轴双旋翼流场的气动干扰特性。在悬停时, 下旋翼的桨尖外侧有上洗流现象, 而下旋翼则没有。与共轴双旋翼性能试验数据比较得出, 在悬停时共轴双旋翼形式存在有利的相互气动干扰现象。实验还得出悬停和不同前进比前飞时桨尖涡的脱落轨迹。

关键词:粒子图像测速; 共轴双旋翼; 悬停; 前飞; 旋翼流场; 桨尖涡脱落轨迹

中图分类号: V211.52; V211.7

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2015)02-0220-08

PIV Measurements of Model-Scale Coaxial Rotors Flow Features

Ma Yimin¹, Chen Ming¹, Wang Qiang¹, Xu Guanfang²

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, BeiHang University, Beijing, 100191, China;

2. The Engine Room, The Land Navigation Research Institute, Beijing, 101121, China)

Abstract: Experimental investigations of model-scale coaxial rotors in hover and in forward flight are carried out in water tunnel by particle image velocimetry (PIV) technique. The distributions of instantaneous vorticity and velocity of the rotor flow field are obtained. At the same time, the trajectory of the tip-vortex, the wake contractions in hover and in forward flight, and the radial distribution of induced velocity are measured. The wake geometries and aerodynamic interaction characteristics of coaxial-rotor flow field are also investigated. Upwash happens at the outboard edge of the blade tip of the lower rotor, while no such phenomenon happens near the upper rotor blade tip. From comparisons with the prior performance experiments, it can also be found that mutual interferences are playing a positive role in the coaxial rotor configuration when hovering. Furthermore, the tip vortex trajectories of the single rotor and coaxial rotor are achieved during the experiment, in hover and at different forward flight ratios, respectively.

Key words: particle image velocimetry (PIV); coaxial-rotor; hover; forward flight; rotor flow field; blade tip vortex trajectory

在共轴双旋翼系统中, 上下两幅旋翼与其各自的尾迹存在严重的相互干扰现象, 相比单旋翼系统而言, 其流场特性更为复杂。从先前的旋翼试验中发现, 在悬停或低速前飞时, 下旋翼桨盘的很大一部分都处于上旋翼的尾流之中, 改变了整个旋翼的

入流分布, 同时也影响了下旋翼桨叶的边界层。这种上下旋翼流场的相互干扰不仅不利于共轴双旋翼的整体性能的提高, 而且在悬停时会引起流场不稳定性。上下旋翼桨叶脱落的桨尖涡是共轴双旋翼流场的一个明显特征。在过去的几十年间, 由于

收稿日期: 2015-01-15; 修订日期: 2015-02-15

通信作者: 陈铭, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: chenming@buaa.edu.cn。

本文已收编于2014年全国直升机年会内部交流论文集。

桨尖涡对旋翼噪声水平,振动水平和整体性能起决定性作用,单旋翼的桨尖涡已经引起足够的重视^[1-2]。而共轴双旋翼的流场现象较单旋翼更为复杂,因此研究其流场特性有其必要性,目前已成为该领域的热门方向。

了解尾迹结构,上下旋翼的入流分布和涡量分布对提高共轴双旋翼的性能至关重要。在过去的几十年间,对共轴双旋翼流场特性的研究已经投入了大量的努力与尝试,其中不乏有使用计算流体力学的方法来研究共轴双旋翼的性能^[3];Leishman 等人建立了一套基于简单动量理论和叶素动量理论的方法来研究共轴双旋翼的尾迹^[4];Lakshminarayan 等人运用计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)手段研究共轴双旋翼悬停时的气动特性^[5]。但是由于庞大的计算负担和一些研究问题的简单化处理,使这些计算方法得到的结果都不够理想。

基于以上问题,迫切需要可靠的实验方法来研究缩比或全尺寸旋翼模型,但目前通过实验方法来研究共轴双旋翼流场特性的文献还很少。文献^[6]中使用烟流显示及跟踪摄像的方法在空气中观测了共轴双旋翼的流场,但由于该方法的空间分辨率较低,无法扑捉到一些感兴趣的流场细节;2003年,北京航空航天大学李洪昌,邓彦敏等人使用染色液显示法对共轴双旋翼的尾迹形态进行了水洞试验研究^[7];后来有研究者运用激光多普勒测速技术(Laser Doppler velocimetry, LDV)技术对共轴双旋翼悬停时的尾迹进行测量^[8],然而该技术只能实现对速度的有限单点测量,无法进行全场测量;近年来粒子图像测速(Particle image velocimetry, PIV)技术有了长足的发展,作为一种激光非接触性瞬时全场测量方法,它能同时测得涡量场和速度场。马杨超等人运用 PIV 技术对共轴双旋翼进行了水洞实验^[9]。

本文采用 PIV 技术对一缩比共轴双旋翼模型进行水洞实验,实验在北京航空航天大学流体所重点实验室的 1.2 m 低速水洞中进行。该缩比模型可以通过拆卸上旋翼得到相同参数的单旋翼模型,从而在实验中对共轴双旋翼和单旋翼作不同的实验数据对比,完成悬停和不同前进比的水洞实验。

1 实验设备与方法

1.1 水洞与旋翼模型

本实验在北京航空航天大学流体所重点实验

室的 1.2 m 低速水洞中进行,水洞示意图如图 1 所示。该水洞为串联水平回流式,扰动量约 0.3%,主实验段尺寸 1.2 m × 1.0 m × 16 m(高 × 宽 × 长),为保证 PIV 实验的顺利进行,该水洞实验段采用四壁高光透率的钢化玻璃,水流速度范围 0.03~1.0 m/s。

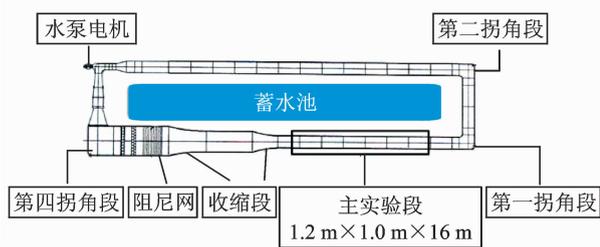


图 1 实验用水洞示意图

Fig. 1 Schematic of water tunnel

本实验是基于如图 2 所示的共轴双旋翼缩比模型进行的。模型由上下两幅旋翼构成,旋翼直径 $d = 2R = 500$ mm,每幅旋翼各有 $N = 2$ 片无扭转矩形桨叶,采用 NACA0015 对称翼型,弦长 $c = 25$ mm,整个共轴双旋翼的实度 $\sigma_c = N_b c / (\pi R) = 0.127$,其中, N_b 为桨叶片数, c 为桨叶弦长, R 为旋翼半径。上下旋翼的间距为 $h = 0.1d = 50$ mm,其中, d 为旋翼直径。为保证扭矩平衡,上旋翼的总距固定为 9° ,下旋翼的总距固定为 9.6° ,旋翼转速为 $n = 120$ r/min,上旋翼顺时针旋转,下旋翼逆时针旋转。每片桨叶表面涂成亚光黑,以减小 PIV 实验中的反光干扰而导致的测量误差。模型旋翼的驱动装置是由 25 W 的可调速直流电机和 $i = 7.5 : 1$ 减速比的减速机构组成(见图 2),在该减速机构上安装有 5 个触发点的旋转编码器(见图 3)用来给 PIV 系统发送脉冲触发信号,使图像的获取和桨叶的方位角达到相位同步。

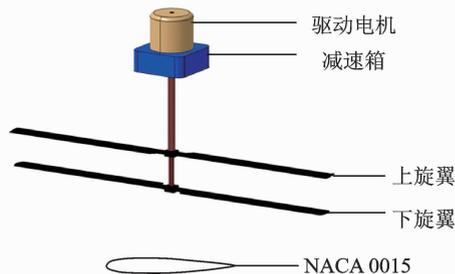


图 2 共轴双旋翼缩比模型

Fig. 2 View of small-scale coaxial-rotor system

1.2 PIV 系统和工作原理

图 4 所示的是水洞旋翼试验架和 PIV 系统的布置图,PIV 系统由一双腔 Nd:YAG 激光器,

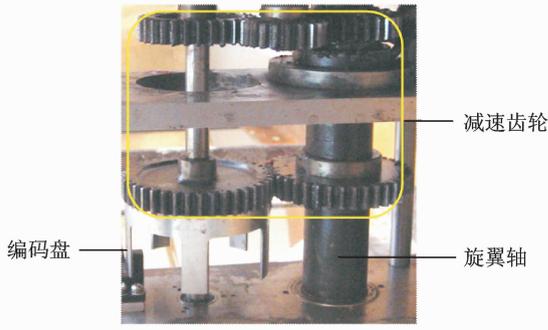


图3 减速机构和编码盘

Fig. 3 Local view of gear box and encoding board

1.6 m的7关节导光臂,1 600像素×1 200像素的数字相机 CCD,高速帧图像获取分析处理软件和一台电脑组成。



图4 旋翼试验架和PIV布置

Fig. 4 Rotor test stand and PIV apparatus

导光臂将激光器发出的脉冲激光传到水洞中模型旋翼的流场附近,发出的厚度约为1 mm的扇形激光片光扫过旋翼轴的径向平面,如图5所示。该图右侧的CCD相机以光轴垂直于激光片光域的

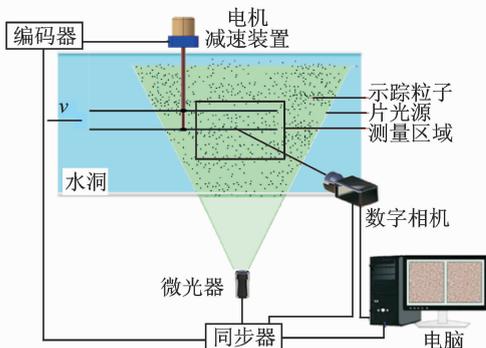


图5 PIV系统的实验原理示意图

Fig. 5 Schematic of experimental setup

方式来扑捉采集区的示踪粒子的运动,考虑到PIV最佳的工作频率是10 Hz,而旋翼的转速为120 r/min,所以将编码器一周5等分,即从桨叶方位角 $\Psi_b=0^\circ$ 时开始,每隔 72° (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 。通过对同一相位连续的曝光奇偶数帧图像进行互相关计算,100帧图像可以得到50个向量结果,多次测量取平均值。该试验模拟了悬停状态和前飞状态的旋翼流场测量,水洞中工作介质从左侧(见图5)以速度 v 向右流入旋翼测量域的方式来模拟前飞状态。

1.3 坐标系和测量域

坐标系取固连于下桨毂的旋翼构造轴系, x, y 轴位于下旋翼旋转平面内,分别指向 $\Psi=0^\circ$ 和 $\Psi=270^\circ$, z 轴沿旋翼轴指向上,如图6所示。

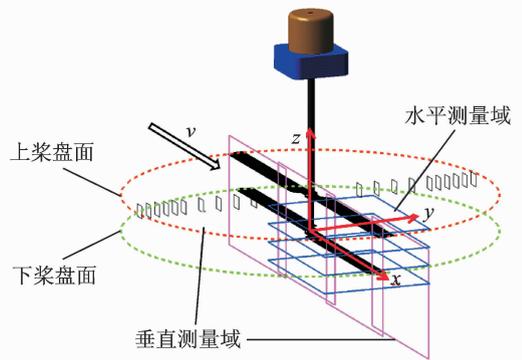


图6 PIV在实验中的测量域

Fig. 6 Representative PIV measurement regions on model-scale coaxial rotor

共轴双旋翼的流场测量涉及到很多测量域,为了便于在图示中表示出来,只画出了一些具有代表性的测量域。特别是,前行桨叶区($\Psi=90^\circ$, $+y$ 侧的竖直测量域)和后行桨叶区($\Psi=270^\circ$, $-y$ 侧的竖直测量域),分别布置了 $y/R=\pm 0.3, \pm 0.4, \pm 0.5, \pm 0.6, \pm 0.7, \pm 0.75, \pm 0.8, \pm 0.85, \pm 0.9, \pm 0.95$ 左右各10个测量域。由于相机的采集域大小有限,需沿 x 轴从 $\Psi=180^\circ$ 到 $\Psi=0^\circ$ 移动偏光(图6中 zx 平面内的竖直测量域)。为了得到更多的实验数据,以下旋翼平面为基准,进行了不同轴向位置水平测量域的测量。最后,总的测量域数目达到174个。

1.4 实验测量精度

在整个PIV数据处理中采用了文献[10]中提供的标准程序,但由于实验中需要进行很多测量域的测量,而测量域位置的变换带来了PIV系统的校核误差,所以实验测量精度必须保证在一定范围内。

该实验测量过程中,整个测量区域的测量结果

噪声水平较风洞试验时小很多。对测量结果有较大影响的主要因素是:在目标测量区域内,PIV 的示踪粒子分布具有较强的不均匀性,比如密度梯度很大等,最终导致的测量速度误差 ϵ_u 为

$$\epsilon_u = \epsilon_x / (\Delta t \cdot M) \quad (1)$$

式中: Δt 为跨帧时间; M 为放大倍数。本实验在速度测量时达到 $\epsilon_u / (\Omega R) \leq 2\%$ 的精度, Ω 为旋翼角速度。

2 结果与讨论

2.1 验证实验的可行性

由于本次实验是在水洞中进行,介质为水,而直升机旋翼在实际作业飞行时的介质为大气,由于水与空气的黏性等性质不一样,所以为了本次实验的数据有可参考价值,对比分析了本次实验水洞中单旋翼的流场特性数据与 Leishman 于 1998 年在马里兰大学以空气为介质的 2 片桨单旋翼实验数据,后者试验是在室内无外部流场干扰的情况下进行的,其中一组单旋翼试验配有 2 片无扭转桨叶,翼型为 NACA 2415 非对称翼型,旋翼半径为 406 mm,桨叶根切为 81 mm(约 20% 旋翼半径),基于弦长的雷诺数为 $Re = 2.6 \times 10^5$;而本次水洞实验的单旋翼也是配有 2 片无扭转桨叶,旋翼半径为 250 mm,桨叶根切为 49 mm(约 20% 旋翼半径),基于弦长的雷诺数为 $Re = 0.9 \times 10^5$,此值稍对比试验中旋翼的雷诺数小,但本实验主要是从定性角度研究旋翼的流场特性。图 7 是参考文献 [11] 中的实验数据与本实验数据整合得到的,图中细小圆点是在空气介质中的 2 片桨单旋翼的桨尖涡随尾迹角 Ψ_w 的增大分别在径向和轴向的量纲为一的位移;粗方点是本次水洞实验的 2 片桨单旋翼的桨尖涡分别在径向和轴向的量纲为一的位移。从图中可以看出,在两种介质中的旋翼实验数据吻合度很高,但水洞实验的数据在第二圈 ($\Psi_w \geq 360^\circ$) 后收敛的速度较空气中的稍快,一方面两者的工作介质不同导致桨尖涡的涡量衰减程度不一样;另一方面是由于不同的实验环境,不同的仪器以及测量精度等。由此可以看出,本次水洞实验的数据在旋翼流场定性方面具有一定的可参考价值,能够用于分析缩比共轴旋翼模型的流场特性。

2.2 共轴双旋翼桨尖涡脱落轨迹

2.2.1 悬停状态

图 8 所示为旋翼旋转一周内 5 个不同尾迹角的涡量场叠加图,从中可看出桨尖涡脱落后的运动轨迹。图 8(a) 为单旋翼的桨尖涡脱落运动轨迹,该轨迹比较稳定,局部有小量波动,主要是由第二片桨叶转过 180° 后对该位置下方的桨尖涡产生干

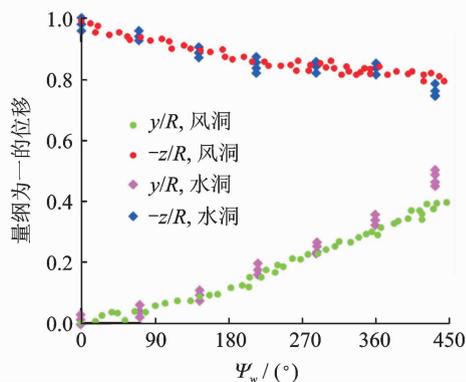


图 7 两片桨单旋翼在悬停时桨尖涡的位移
Fig. 7 Tip vortex displacements of two-bladed rotor operating in hover

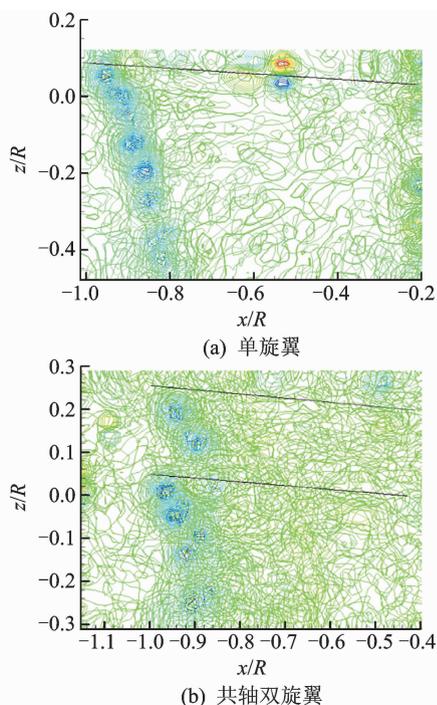


图 8 悬停时桨尖涡脱落轨迹
Fig. 8 Blade tip vortex trajectory in hover

扰造成的;图 8(b) 为共轴双旋翼的上下旋翼的桨尖涡脱落运动轨迹,该轨迹较单旋翼更为模糊、难以辨认,特别是在上旋翼的桨尖涡脱落轨迹经过下旋翼后该现象尤为突出,模糊与不稳定的原因是:(1) 在上旋翼的桨尖涡经过下旋翼时产生强烈的桨-涡干扰 (Blade vortex interaction, BVI), 部分削弱了上旋翼的桨尖涡的涡量;(2) 在下旋翼下方,上下旋翼的桨尖涡靠的较近,会发生强烈的涡-涡干扰 (Vortex vortex interaction, VVI);(3) 由于黏性的影响,涡量强度会随着向下游运动而不断衰减,使桨尖涡逐渐耗散而变得不稳定。

从图 8(b) 中还发现:上旋翼的桨尖涡经过下

旋翼后没有与下旋翼的桨尖涡合并为一起向下游运动,而是仍保持大概原来的运动轨迹,但最终会趋于与下旋翼的运动轨迹逼近。

单旋翼的桨尖涡在旋转一周后径向收缩大概在 $0.81R$ 位置,这与图 7 中 Leishman 做的实验数据比较吻合;而共轴双旋翼的桨尖涡在旋转一周后径向收缩在约 $0.85R$ 位置,具体细节见后文。

2.2.2 前飞状态

图 9 为不同前进比时,共轴双旋翼的桨尖涡脱落运动轨迹。由图可知,前飞时的旋翼尾迹较悬停时有明显不同,空间不再具有轴对称性,而是随不同的前进比有不同的尾迹后掠。上下旋翼的桨尖涡在脱落运动过程中不稳定性更为严重,产生扭曲,缠绕,破碎等现象,从而改变上下旋翼的气动分布。对比分析图 9(a,b,c)的旋翼前后半边的桨尖涡的云图颜色可以看出,旋翼前半边的涡量值与后半边的涡量值符号相反,即前者顺时针旋转,后者逆时针旋转。

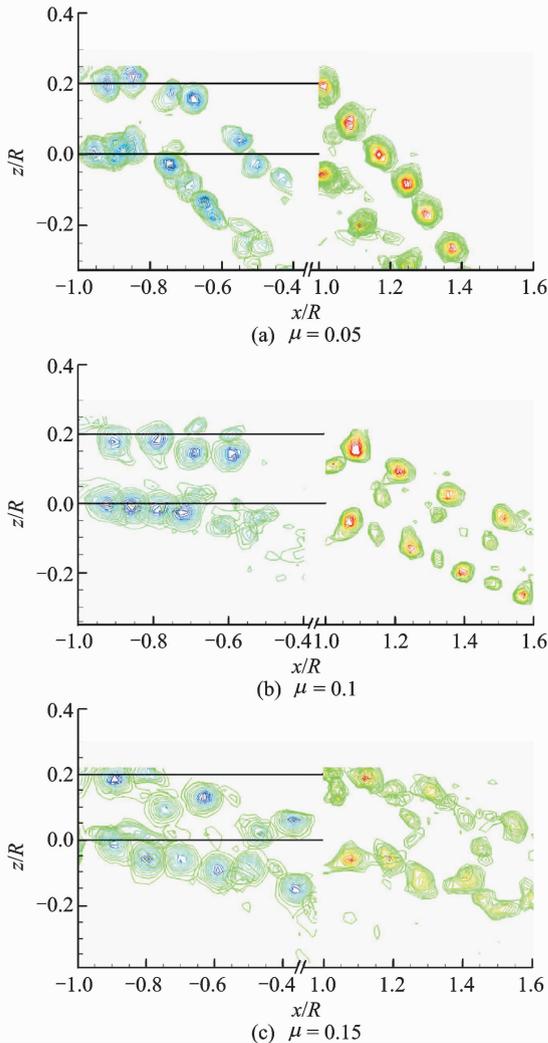


图 9 共轴双旋翼不同前进比时的桨尖涡脱落运动轨迹
Fig. 9 Blade tip vortex trajectory of coaxial rotor at different forward flight ratios

从图 9(a,b,c)对比分析可以得出:低速前飞时(图 9(a)),共轴双旋翼上下旋翼桨盘前缘的桨尖涡脱落后均先上移运动到各自的桨盘平面以上,然后在大约 $x/R = -0.75$ 处开始下移,这与文献[6]的观测结果基本一致。随着前进比的增大(图 9(b,c)),桨尖涡在桨尖脱落后迅速后掠,没有出现上述的上洗现象。

从旋翼后半边的流场来看,低速前飞时(图 9(a)),上旋翼脱落的桨尖涡运动轨迹明显比下旋翼的清晰连贯,说明此前进比时,上旋翼对下旋翼的干扰较强;而在图 9(b)中, $\mu = 0.1$ 时,情况正好相反,上旋翼的桨尖涡变得比下旋翼的絮乱,说明此前进比时,上旋翼对下旋翼的干扰减弱,下旋翼对上旋翼的干扰增强;图 9(c)中, $\mu = 0.15$ 时,上下旋翼的桨尖涡脱落轨迹不稳定性比较接近,说明上下旋翼之间的相互干扰程度差不多,尾迹呈各自独立发展的趋势。

2.3 共轴双旋翼轴向诱导速度

2.3.1 悬停状态

图 10 为共轴上、下旋翼与相同尺寸单旋翼轴向诱导速度沿径向的变化曲线。可以看出,每条曲线的变化趋势基本一致,均是沿径向向外轴诱导速度先变大,在 $0.83R \sim 0.9R$ 之间达到最大值,而后急剧减小。另一明显的特征是:单旋翼和共轴式下旋翼的桨尖外侧存在上洗流,而共轴式上旋翼的桨尖外侧不再存在上洗流,这是由于下旋翼下洗吸引的作用,而下旋翼的桨尖外侧仍像单旋翼那样存在明显的上洗现象,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的相同。

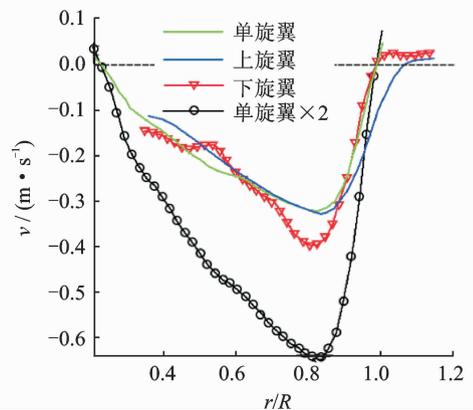


图 10 单旋翼和共轴双旋翼桨盘平面的轴向诱导速度比较

Fig. 10 Distribution of axially induced velocity along radius in hover

对于上旋翼而言,由于受下旋翼尾流的吸拉,其轴向速度比单旋翼有所增加(见图 10),但基本与单旋翼的趋势保持一致;对于下旋翼,其绝大部分桨盘面积都处于上旋翼的下洗流之中,其轴向速度实际上是上下旋翼叠加的结果,故比上旋翼和单旋翼的都要大,由图还可以看出,共轴双旋翼的轴向诱导速度虽然比单旋翼的大,但却比 2 倍的单旋翼诱导速度(单旋翼 $\times 2$)小约 34%。从先前的共轴双旋翼的性能实验中得出其拉力仅比 2 倍单旋翼的小约 15%^[12],说明共轴式上下旋翼之间存在部分有利干扰。

2.3.2 前飞状态下轴向诱导速度的纵向分布

图 11 为 $z/R = -0.1$ 时,前飞状态下轴向诱导速度的纵向分布。从图中可以看出,在 3 种不同前进比下, $z/R = -0.1$ 处的轴向诱导速度变化趋势基本一致,从旋翼前半边 $\Psi = 180^\circ$ 到后半边 $\Psi = 0^\circ$ 都是由上洗过渡为下洗,下洗峰值分别在约 $x/R = -0.4 \sim -0.2$ 和 $x/R = 0.9$ 处。

对比分析图 11(a, b, c) 可以看出,随着前进比的增大,单旋翼和共轴双旋翼前半边的诱导上洗反而变小,即诱导速度可以很快地由上洗过渡为下

洗。在 $\mu = 0.05$ 时,上洗较为明显,从而能将该处的桨尖涡卷到桨盘平面之上,与图 9(a) 能很好地吻合;在 $x/R = 0.1 \sim 0.3$ 之间也有明显的上洗,与前者不同的是,该上洗随着前进比的增大而增大。

由图 11 还可以看出,随着前进比的增大,下洗流逐渐减小,且下洗流的峰值逐渐向后移动,在 $\mu = 0.15$ 时前半边的下洗峰值已经很靠近旋翼轴了。而且随着前进比的增大,整个测量平面上的轴向诱导速度波动变化程度也变小。在上下旋翼流场的共同作用下,共轴双旋翼的下洗流明显比单旋翼的大。从旋翼前半边来看,随着前进比的增大,共轴双旋翼与单旋翼之间的差别变化幅度不大,主要是由于无论单旋翼还是共轴双旋翼,前半边的尾涡与各自的桨盘之间都存在着一定的桨涡干扰。从旋翼后半边来看,随着前进比的增大,共轴双旋翼与单旋翼之间,下洗峰值的差别逐渐减小,诱导的总体分布情形也逐渐趋于相同。这说明前进比增大后,尾涡的后掠程度增大,上下旋翼的尾涡逐渐趋于独自发展,其相互之间的干扰减弱。

2.3.3 前飞状态下轴向诱导速度的横向分布

图 12 为 $z/R = -0.1$ 时,前飞状态下轴向诱

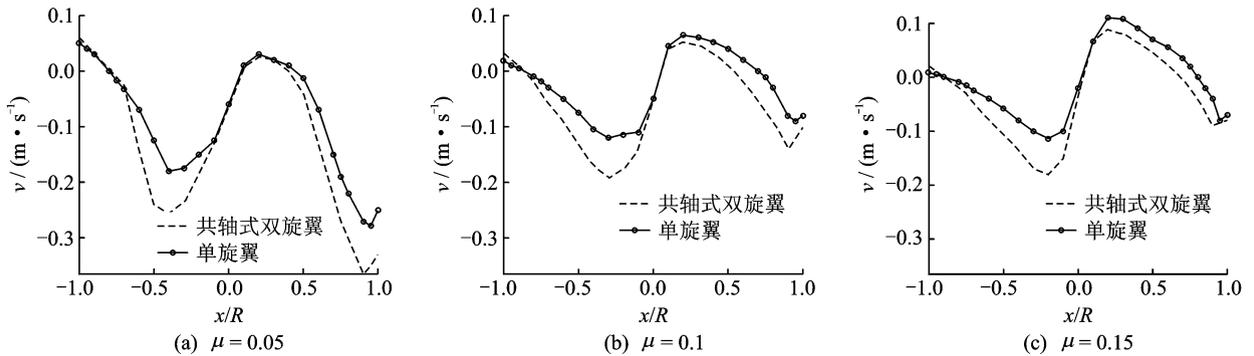


图 11 前飞状态轴向诱导速度的纵向分布($z/R = -0.1$)

Fig. 11 Comparisons of axial velocity distribution at longitudinal direction between coaxial- and single-rotor at three different advance ratios ($z/R = -0.1$)

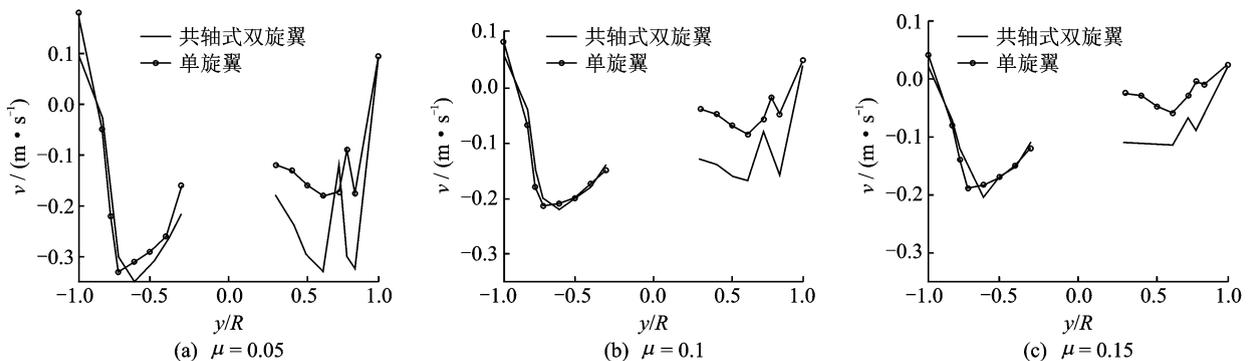


图 12 前飞状态轴向诱导速度的横向分布($z/R = -0.1$)

Fig. 12 Comparisons of axial velocity distribution in lateral direction between coaxial-rotor and single-rotor at three different advance ratios ($z/R = -0.1$)

导速度的横向分布。由图可以看出,旋翼前行侧 $\Psi=90^\circ$ 与后行侧 $\Psi=270^\circ$ 的轴向诱导速度变化趋势均是从桨尖向旋翼轴中心由上洗迅速过渡为下洗,过渡的临界位置在前行侧约为 $z/R=-0.85$ 处,在后行侧约为 $z/R=0.9$ 处。这一现象表明前飞时桨尖涡在横向有边缘卷起的重要特征,随着前进比的增大,轴向诱导速度逐渐减小,但前行侧与后行侧之间的差别逐渐增大。

由图12还可以看出,共轴双旋翼的上洗速度比单旋翼的小,下洗速度比单旋翼的大,但在前行侧,共轴式双旋翼与单旋翼之间的差距很小,而在后行侧差距较大,这使得共轴双旋翼在前行侧和后行侧轴向诱导速度分布的不对称程度比单旋翼的小,从而在机身两侧产生的附加横向气动载荷比单旋翼的小,这一定程度上说明,共轴双旋翼的横向操纵性比单旋翼的好。

在后行侧有个很明显的现象:无论单旋翼还是共轴双旋翼,后行侧的下洗速度在约 $y/R=0.7$ 处的位置发生突变,而且突变程度随前进比的增大而减小。其可能是由于后行侧桨叶的当地速度在一定前进比时正好为零造成的,即桨叶的动态失速,使桨叶的局部区域产生气流分离,从而引起局部速度和载荷的突变,产生非线性力和力矩,使得该部分的启动效率严重下降。

2.4 尾迹边界

2.4.1 悬停时的尾迹边界

从尾迹的径向位置来看(图13(a)),共轴双旋翼的上旋翼尾迹的收缩情况基本与单旋翼的差不多,主要是由于上旋翼的气流环境与单旋翼的类似;但下旋翼尾迹的收缩速度明显比单旋翼的慢,主要是由于上旋翼尾涡外侧的诱导效应对下旋翼的尾涡有扩张作用。

从尾迹的轴向位置来看(图13(b)),共轴上下旋翼的尾迹由于相互诱导干扰,轴向下降速度均比单旋翼的稍快,上旋翼的尾迹由于受下旋翼下洗的吸引作用下降得更快。

在 $\Psi_w=360^\circ$ 时,共轴双旋翼的上下旋翼尾迹分别收缩至 $0.85R$ 和 $0.895R$ 处,上旋翼的尾迹在下旋翼平面处收缩至 $0.875R$;单旋翼的尾迹收缩情况与下旋翼的相差不多,收缩至 $0.81R$ 。

2.4.2 前飞时的尾迹边界

图14为 $\Psi=180^\circ$ 时,前飞中尾迹前边界的径向和轴向位置。从图14可以看出,前飞时尾迹的轴向畸变比径向畸变严重,并且其畸变程度随着前进比的增大而增大。

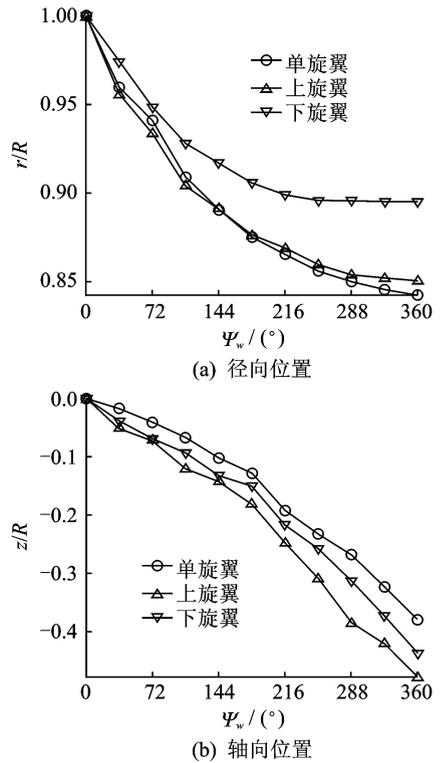


图13 共轴式双旋翼与单旋翼尾迹的径向及轴向位置
Fig. 13 Measurements of tip vortex trajectory in axial and radial directions

上旋翼尾迹的径向收缩和轴向下降速度均比单旋翼的快,但上旋翼尾迹的轴向位置随着前进比的增大逐渐与下旋翼的逼近,这是由于前进比较大时,上下旋翼的尾迹后掠角较大,尾迹几乎平行,相互干扰强度相当,呈独自发展的趋势发展,所以整个共轴双旋翼的尾迹逐渐与单旋翼的尾迹逼近。

3 结 论

(1) 悬停时,共轴上下旋翼与单旋翼的尾迹在旋转一周后分别收缩至 $0.85R$, $0.895R$, $0.81R$ 左右。

(2) 无论在悬停还是前飞时,上旋翼的桨尖涡经过下旋翼后不会与下旋翼的桨尖涡合并一起向下游运动,而是仍保持大概原来的运动轨迹,但最终会趋于与下旋翼的运动轨迹逼近。

(3) 低速前飞时,共轴上下旋翼和单旋翼前半边 $\Psi=180^\circ$ 的桨尖涡先定位于桨盘平面上方,直到 $x/R=-0.75$ 处才开始下降。

(4) 前飞时尾迹的轴向畸变比径向畸变严重,并且畸变程度随前进比的增大而减小。

(5) 前飞时,在纵向, $\mu=0.05$ 时,旋翼前半边桨尖处的流场存在较大的上洗且较慢地由上洗过

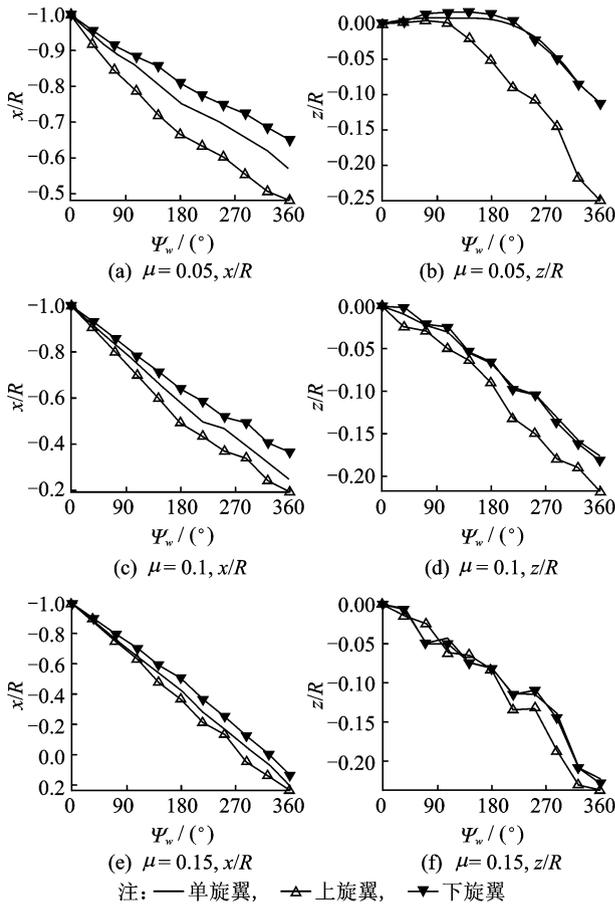


图 14 前飞时尾迹前边界 ($\Psi=180^\circ$) 的径向和轴向位置
 Fig. 14 Horizontal (radial) and vertical (axial) displacements of tip vortices with $\Psi=180^\circ$ in forward flight

渡为下洗,验证了此时旋翼前半边的桨尖涡定位于桨盘平面上方的现象;随着前进比的增大,旋翼前半边的下洗峰值逐渐后移,验证了旋翼的尾迹随着前进比的增大而逐渐后掠的现象。

(6) 前飞时,在横向,共轴式双旋翼与单旋翼之间的差别在前行侧很小,而在后行侧较大,共轴式双旋翼的诱导速度分布在前行侧和后行侧的不对称程度比单旋翼的小,说明共轴式双旋翼的横向操纵性比单旋翼的好。

参考文献:

[1] McCroskey W J. Vortex wakes of rotorcraft[C]// 33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995.

[2] Conlisk A. Modern helicopter rotor aerodynamics [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2001, 37(5): 419-476.

[3] Lakshminarayan V K, Baeder J D. Computational investigation of micro-scale coaxial rotor aerodynamics in hover [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(3):940-955.

[4] Leishman J G, Ananthan S. Aerodynamic optimization of a coaxial proprotor [C]// Proceeding AHS 62th Annual Forum. Phoenix, AZ: [s. n.], 2006.

[5] Lakshminarayan V K, Baeder J D. High resolution computational investigation of trimmed coaxial rotor aerodynamics in hover [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2009, 54(4): 042008-1-042008-21.

[6] Akimov A I, Butov V P, Selemenev S V. Flight investigation of coaxial rotor tip vortex structure [C]// Proceedings of the 50th Annual Forum of the American Helicopter Society. Washington, D. C. : [s. n.], 1994.

[7] 李洪昌,邓彦敏. 共轴式双旋翼尾迹形态及桨尖涡结构的试验研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2004.

[8] Gao Zheng. Recent achievements in the field of helicopter aerodynamics [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1999.

[9] Ma Yangchao, Yu Shimei, Deng Yanmin. PIV experimental investigation of coaxial rotors' induced velocity field in hover [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 26(1):16-20.

[10] Raffel M, Richard H, Ehrenfried K. Recording and evaluation methods of PIV investigation on a helicopter rotor model [J]. Experiments in Fluids, 2004, 36(1):146-156.

[11] Leishman J G. Measurements of the aperiodic wake of a hovering rotor [J]. Experiments in Fluids, 1998, 25(4): 352-361.

[12] 邓彦敏,陶然,胡继忠. 共轴式直升机上下旋翼之间气动干扰的风动实验研究 [J]. 航空学报, 2003, 24(1):10-14.

Deng Yanmin, Tao Ran, Hu Jizhong. Experimental investigation of the aerodynamic interaction between upper and lower rotors of a coaxial helicopter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(1): 10-14.