

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.02.007

共轴刚性旋翼流场测量试验研究

杨永飞 林永峰 樊枫 刘平安 袁明川

(中国直升机设计研究所,景德镇,333001)

摘要: 利用粒子图像测速(Particle image velocimetry, PIV)试验技术,开展了共轴刚性旋翼桨尖涡尾迹以及桨叶周围流场的测量试验,获得了单/双旋翼桨尖涡的运动轨迹以及桨尖诱导速度分布,研究了旋翼前进比对尾迹边界倾斜角的影响规律,进行了大前进比下强径向流对桨叶周围流场的影响机理研究。结果表明:强径向流具有增强气流附着性、减缓气流分离以及延迟失速的特性,前进比 $\mu=0.64$ 比 $\mu=0.53$ 后缘分离点延迟了约18%;后行侧反流区前进比越大反流强度越强;悬停状态双/上旋翼涡收缩性最快,单旋翼尾迹涡收缩性次之,下旋翼尾迹涡收缩性最慢。测量结果合理可信,为开展旋翼流动机理理论研究及提高CFD分析精度奠定了基础。

关键词: 共轴刚性双旋翼;大前进比;PIV试验;流场

中图分类号: V287 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2019)02-0178-09

Flow Field Measurement Investigation on Rigid Coaxial Rotor

YANG Yongfei, LIN Yongfeng, FAN Feng, LIU Ping'an, YUAN Mingchuan

(China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen, 333001, China)

Abstract: The particle image velocimetry (PIV) experimental technology is used in the experiments to measure the co-axial rigid rotor blade vortex wake and flow field around the blade. From these experiments, the blade vortex trajectory and the blade tip induction velocity distribution of the single / dual rotor are obtained. The influence rule of the rotor forward ratio on the offset angle of trail boundary is revealed. The influence mechanism of the strong radial flow on the flow field around the blade is researched. The results show that the strong radial flow can enhance airflow adhesion, delay airflow separation and stalling. Besides, the trailing edge separation point is delayed about 18% at the 0.64 forward ratio compared to 0.53. The greater the forward ratio of the rear side reverse flow region is, the stronger the reflow intensity is. In hover, the upper-rotor vortex of the dual rotor vortex contract fastest, the single rotor vortex contract second, and the lower-rotor vortex of the dual rotor contract slowest. The measurement result is reasonable and reliable, which lays the foundation for theoretical research of rotor flow mechanism and improvement of CFD analysis accuracy.

Key words: rigid coaxial rotor; high forward ratio; PIV experiment; flow field

共轴刚性旋翼采用前行桨叶概念(Advancing blade concept, ABC)旋翼方案^[1],由上下两副共轴、对转的刚性旋翼组成,高速前飞时,上下旋翼两侧的前行桨叶升力增加,后行侧桨叶升力卸载,最大程度缓解因速度增加引起的后行侧桨叶失速效

应。其次上下旋翼可以相互平衡前行侧升力偏置引起的左右滚转力矩以及反扭矩。

共轴刚性旋翼高速直升机具有飞行速度快、机动性好、悬停效率高和噪声低等特点,是未来最具发展前景的高速直升机之一。然而,在高速前飞

收稿日期:2018-11-11;修订日期:2019-03-08

通信作者:杨永飞,男,高级工程师, E-mail:3269650885@qq.com。

引用格式:杨永飞,林永峰,樊枫,等.共轴刚性旋翼流场测量试验研究[J].南京航空航天大学学报,2019,51(2):178-186. YANG Yongfei, LIN Yongfeng, FAN Feng, et al. Flow Field Measurement Investigation on Rigid Coaxial Rotor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(2): 178-186.

时,共轴刚性旋翼会出现桨叶附面层强径向流、后行侧大回流、前行侧产生的强压缩性等复杂的气动问题^[2],同时存在着严重的桨-涡、涡-涡干扰等复杂的流动现象^[3],使得共轴刚性旋翼的气动特性更加复杂。目前,共轴刚性旋翼气动特性研究已经成为该构型高速直升机的研究的难点和重点。

国外在共轴刚性旋翼气动测量研究方面取得了较大的进展,开展了大量的风洞试验。1970年在NASA-AMES 40 ft×80 ft风洞中进行了全尺寸直径40 ft共轴刚性旋翼试验^[3-4]。如图1所示,风洞涵盖了低速到高速阶段、前进比0.2~0.91速度范围。1972年在辅助风洞(United technology research laboratories, UTRL)的进行了1/10缩比木质机身模型试验利用安装的旋翼进行了烟流显示试验,以评估尾部尾流对旋翼的冲击(图2)。图3是在NASA-AMES 40 ft×80 ft风洞进行的S-97桨尖马赫数相似旋翼/机身0.303缩比组合试验,旋翼直径为10.4 ft。该试验风速范围为悬停至220 kt(涵盖S-97飞行包线范围)。在UTRL主风洞和NASA/VSTOL风洞中进行了共轴刚性旋翼1/5缩比模型动力相似风洞试验(图4)。后期又进行了XH-59A前行刚性旋翼悬停状态的演示验证^[5];20世纪70年代中期,Phelps等完成了带辅助推力和不带辅助推力(前进比 $\mu=0\sim0.3$)下风洞模型试验,测量了前进比与发动机推力的控制功率和稳定性^[6];后期完成了XH-59A辅助推进配置中的地面和飞行试验,同时验证了风洞试验^[7]。90年代后期,NASA进行了共轴旋翼间距、旋翼载荷分配、尾迹干扰等方面的理论与试验的相关性研究^[8];2009年Johnson等进行了共轴刚性旋翼全尺寸模型悬停性能数据与CamradII相关性分析^[9];美国西科斯基完成了X2技术演示验证^[10],最高时速超过了400 km/h。这些试验结果证实了ABC旋翼优越的气动潜能,由于共轴刚性旋翼特殊的构型特征,大前进比飞行状态不同方位桨叶表面流动异常复杂。国内关于刚性旋翼复杂流动和双旋翼气动干扰的研究主要在理论研究方面,而针对PIV流场测量方面的研究发表文献较少^[11-15],也表明了其测量的特殊性和复杂性。为了认识和掌握共轴刚性旋翼复杂流动机理,本文采用PIV技术开展了2 m直径共轴刚性旋翼流场测量试验研究,为双旋翼复杂流动提供了测量手段,试验结果为共轴刚性旋翼空气动力学尾迹理论和计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)方法的改进提供参考依据。

本文采用PIV技术测量了共轴双旋翼桨尖涡的运动轨迹和发展过程,也对大前进比下桨叶剖面



图1 NASA 40 ft×80 ft风洞前行桨叶概念旋翼模型试验

Fig.1 ABC Rotor in NASA 40 ft×80 ft wind tunnel

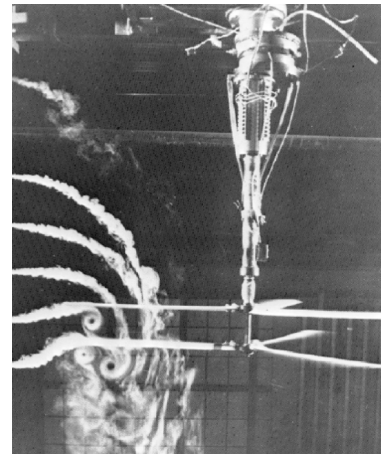


图2 共轴刚性旋翼1/10缩比模型悬停状态烟流试验

Fig.2 Coaxial rotor 1/10 scaled model smoke hover test



图3 NASA AMES 40 ft×80 ft S97模型风洞试验

Fig.3 S97 model in NASA 40 ft×80 ft wind tunnel

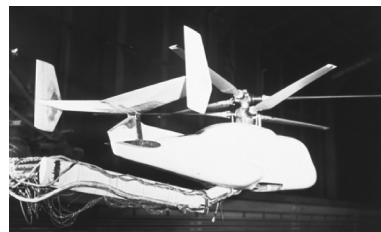


图4 1/5缩比模型动力相似风洞试验

Fig.4 1/5 froude scaled dynamically similar model test

绕流特征进行了测量。试验表明悬停状态,上旋翼桨尖涡在下旋翼流场中,因诱导速度叠加,涡的轴

向运动加速,上旋翼尾涡外侧的诱导速度的扩张作用阻滞了下旋翼桨尖涡向下向内收缩,下旋翼桨尖涡向内收缩较慢;大前进比引起的强径向流使得桨叶剖面绕流粘附性更好,具有减缓气流分离、延迟失速的特性。

1 试验装置与试验方法

1.1 试验设备及模型

1.1.1 $\phi 3.2$ m 风洞

$\phi 3.2$ m 风洞(图5)是一种开、闭口试验段两用的回流式风洞,试验段横截面为圆形,直径为3.2 m;开口试验段的试验风速最高可达100 m/s,本次试验在开口试验段进行。

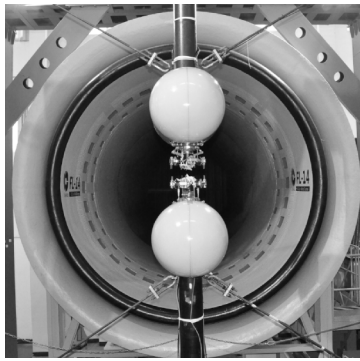


图5 $\phi 3.2$ m 回流式风洞

Fig.5 $\phi 3.2$ m back flow wind tunnel

1.1.2 2 m 直径共轴刚性双旋翼分离式试验台

试验台由台架系统、动力系统、测量系统、操纵控制系统以及主轴倾斜系统等组成见图6。试验台主要性能参数:最大输出功率:120 kW;侧滑角范围: $-90^{\circ} \sim +90^{\circ}$;旋翼主轴转速范围: $0 \sim 2\ 100$ r/min;攻角范围: $-20^{\circ} \sim +20^{\circ}$;操纵系统角度控制精度: 0.1° 。

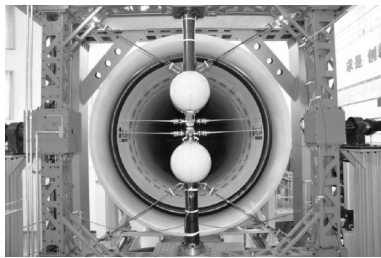


图6 分离式试验台

Fig.6 Isolate test platform

1.1.3 $\phi 2$ m 共轴刚性旋翼模型

2 m 刚性旋翼模型挥舞一阶刚度为 1.7Ω , 模型桨叶见图7。旋翼模型主要参数如下:旋翼直径:2 m, 桨毂直径:0.15 m, 桨叶片数:共8片(上、下旋翼各4片), 桨叶弦长:0.07 m, 桨叶扭转角: -12° (线性)。

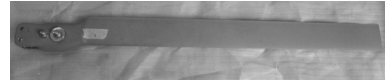


图7 旋翼模型

Fig.7 Rotor model

1.1.4 PIV 数据测量设备

测量设备采用PIV测量系统,由高速数字相机、照明激光器(图8(a))、同步控制器、高性能计算机及采集处理软件组成。图8为该PIV测量系统的示意图。激光系统:由激光器、导光臂和片光头组成。记录系统:数字相机的像素为 $2\ 048 \times 2\ 048$, 采集频率2 Hz, 见图8(b)。同步控制器:7个同步控制通道,每通道延时可分别设置,延时控制精度优于10 ns, 见图8(c)。数据采集系统:PIV数据采集服务器1台,配置如下:P4双核2.4 Hz, 4 GB内存,250 GB硬盘。粒子发生器:示踪粒子采用乙二醇/丙二醇的混合液体,粒径 $2 \sim 5\ \mu\text{m}$ 。此次试验中采用加热型的粒子发生器和粒子扩散管。粒子发生器由液体供应系统、温度控制系统、压缩气供应系统以及蒸发器组成。根据试验情况以及PIV设备的情况,预计粒子发生器需要加热功率最大为8 kW。由此,设计采用3片加热片、2个蒸发腔的方案。采用粒子扩散喷管,将粒子喷射于回流式开口风洞的进口,通过风洞中气流的不断循环,将粒子均匀地充满整个流场区域,确保测量截面流场的均匀性,其次根据测量面PIV成像品质,可适当调节粒子浓度。

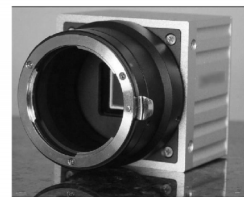
图像处理软件:CCD相机拍摄的截面PIV数据图片由MicroVec软件处理。将识别到的图像信息转换成.dat文件,采用tecplot绘制速度矢量和涡量云图等。涡量表达式为

$$\tilde{w} = \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \quad (1)$$

式中: v 为 y 方向的速度; u 为 x 方向的速度。



(a) Laser device



(b) CCD camera



(c) Isochronous controller

图8 PIV系统主要设备

Fig.8 PIV system equipment

1.2 PIV 试验方法及数据处理

1.2.1 试验方法

在进行共轴刚性旋翼悬停及前飞状态气动干扰研究时,通过桨尖涡的运动轨迹以及诱导速度分布来分析上下旋翼气动干扰规律。PIV 试验主要通过流场中测量截面上跟随流体运动的示踪粒子的运动速度和流动趋势反映旋翼流场特性规律。

图 9 为 PIV 测量示意图,在已知的时间间隔 Δt 内,跟随流体运动的示踪粒子被脉冲激光器发出,经过透镜组作用的片光照射,将粒子的瞬间位置记录在 CCD 芯片上。如果知道在 t_1 与 t_2 这 2 个时刻同一颗粒微团的位移变化 Δs ,从记录所得颗粒图 1,2 中,根据速度的定义式就可以获得颗粒群在 t_1 时刻的运动速度,曝光时间 Δt 根据测量点最大相对速度以及分辨率等参数调节。

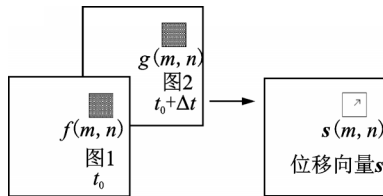


图 9 PIV 互相关计算示意图

Fig.9 PIV mutual related calculation

1.2.2 PIV 成像标定及跨帧时间标定

(1) 方位角触发采集

此次试验采用方位角触发,以上旋翼 2 号桨叶为基准桨叶,2 号桨叶位于 0° 方位角默认触发 0° 方位角。采用同步控制器以方位角 5° 开始触发,同一位置拍摄 100 张照片再求平均速度矢量。每隔 10° 拍摄 1 次,直到方位角 85° 。桨叶剖面绕流仅拍桨叶当前方位桨叶剖面的流动规律,因此方位角触发到桨叶该方位时只拍 1 次,拍摄 100 张。此次试验采用大视场低频 PIV 设备,相机的拍摄频率为 2 Hz。

(2) PIV 成像标定及跨帧时间选择

PIV 成像标定目的是保证成像区域定位准确、成像清晰并且满足视场尺寸要求。硬件系统调节步骤如下:将镜头和相机法线方向调整重合并且正对成像区域;调整相机相对成像区域的距离测量视场尺寸覆盖 $550\text{ mm} \times 550\text{ mm}$ 的面积,调整镜头像距使得成像清晰;校准测量区域倾斜度、校准测量区域中心相对位置。

相机像素 $2\ 048 \times 2\ 048$,视场为 $L\text{ mm} \times L\text{ mm}$,令查询窗为 $N \times N$,则

$$\Delta t \approx \frac{s}{v} = \frac{1}{4} \times \frac{L}{2\ 048} \times \frac{N}{V_{\max}} \quad (2)$$

式中: V_{\max} 为流场最大值。 $\frac{L}{2\ 048} \times N \leq 8$,典型状态下,一般在视场 550×550 左右时,查询窗选择 32×32 。

对每个跨帧时间,选取信噪比较高、示踪粒子分布区域较均匀的试验图片分别进行处理,选取最优的跨帧时间作为正式试验的跨帧时间。

本试验在风速 $V=11\text{ m/s}$ 时,选取的跨帧时间为 $140\ \mu\text{s}$,风速 $V=20\text{ m/s}$ 时,选取的跨帧时间为 $90\ \mu\text{s}$,风速 $V=23\text{ m/s}$ 时,选取的跨帧时间为 $70\ \mu\text{s}$,风速 $V=34\text{ m/s}$ 时,选取的跨帧时间为 $60\ \mu\text{s}$,风速 $V=38\text{ m/s}$ 时,选取的跨帧时间为 $50\ \mu\text{s}$ 。

1.2.3 测量截面选择

PIV 不同方位测量区域的选择以不同方位旋翼尾迹特征以及大致流动趋势为依据。图 10 为 2 m 直径共轴刚性旋翼 PIV 风洞试验测试图。



图 10 $\phi 2\text{ m}$ 共轴刚性旋翼 PIV 试验

Fig.10 $\phi 2\text{ m}$ rigid coaxial rotor PIV test

(1) 悬停 PIV 测量试验

悬停时,桨尖尾迹因诱导速度向内收缩,选择包含桨尖向内向下的区域作为 PIV 测量范围,为充分包含旋翼尾迹区域,而且必须拍摄到桨尖涡的生成发展过程,由于测量剖面的视场尺寸为 $550\text{ mm} \times 550\text{ mm}$,以上旋翼桨尖为基准,选择向外向上延伸 $0.1R$ (R 为旋翼半径) 为测量范围的边界。悬停状态旋翼流场是周期性的,任意方位角可做测量面,为了减少支架干扰,选择垂直于台架方向的截面拍摄,即风洞中 0 方位角截面见图 11。

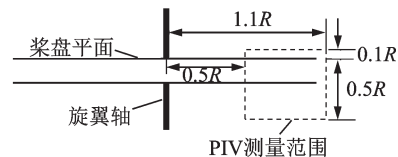


图 11 悬停状态 PIV 测量区域 (侧视)

Fig.11 PIV measurement region in hover

(2) 前飞 PIV 测量试验

前飞状态,桨叶尾迹随着来流向后发展,不同方位,不同截面上的流场形态是不同的。此次试验

选取两个典型截面进行流场测量,测量 0° 方位角和 180° 方位角截面的流场特征, 0° 方位角尾迹向后向下发展,以上旋翼桨尖为基准,选择向内向上延伸 $0.1R$ 为测量范围的边界。 180° 方位角尾迹在向后发展过程中先向上然后向下发展,因此以上旋翼桨尖为基准,选择向外向上延伸 $0.1R$ 为测量范围的边界,前飞状态测量范围见图12。

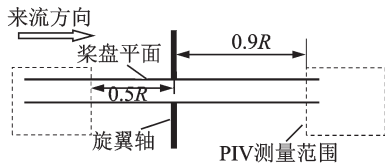


图12 前飞状态状态PIV测量区域(侧视)
Fig.12 PIV measurement region in forward flight

大前进比状态桨叶剖面流场测量试验,桨叶位于 0° 和 180° 方位角附近的时的桨叶表面的径向流动比较强,如果测量截面选取 0° 和 180° 方位角,相机处于流场中,示踪粒子凝结液极易覆盖镜头,使得流场失真,此次试验选取桨叶处于 210° 方位角作为强径向流的测试方位,径向位置选取 $0.5R, 0.7R, 0.9R$ 。 270° 方位角附近为后行侧大反流区的突出方位,因台体干涉,选取 240° 方位角作为大反流区的测试方位,径向位置选取 $0.35R, 0.5R$,如图13所示。桨叶上翼面流动是剖面绕流的主要特征,因桨叶遮挡,PIV无法同时采集桨叶上下表面的流场信息,此次试验采取激光从桨叶剖面后缘斜上方打光,尽可能较大程度的覆盖桨叶剖面主要流动区域。

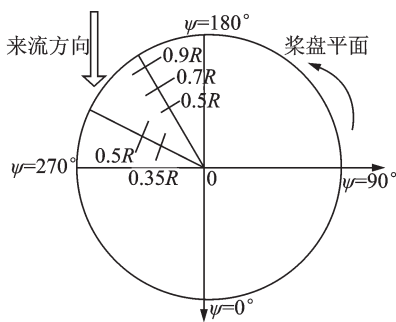
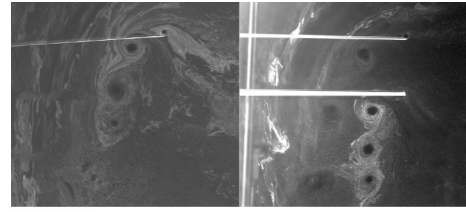


图13 大前进比桨叶剖面绕流PIV测量区域(俯视)
Fig.13 PIV measurement region of flow around blade in high forward ratio

2 试验结果及分析

2.1 悬停状态流场测量分析

图14—19为悬停状态额定转速(1860 r/min)单双旋翼桨尖涡运动轨迹对比,桨尖涡自桨尖扰动生成,形成逆时针(左视)旋转的旋涡向内收缩发展,旋翼在桨盘下方 $0.2R$ 以内向内收缩较快,离桨



(a) Single rotor (b) Dual rotor
图14 悬停状态单/双旋翼桨尖涡核轨迹($\theta_t=10^\circ, \omega=1860 \text{ r/min}, \Psi=5^\circ$)

Fig.14 Single/dual rotor blade vortex wake in hover($\theta_t=10^\circ, \omega=1860 \text{ r/min}, \Psi=5^\circ$)

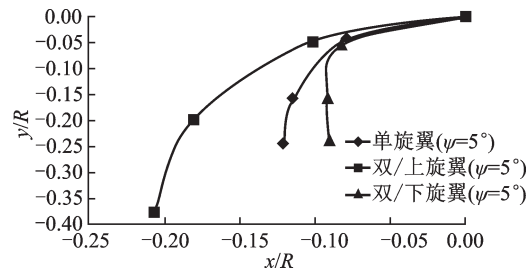
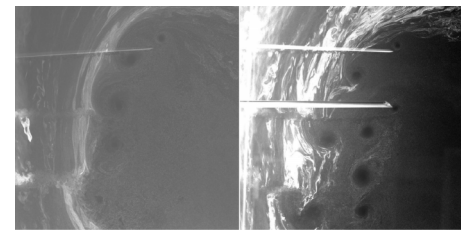


图15 悬停状态单/双旋翼桨尖涡核轨迹对比($\theta_t=10^\circ, \omega=1860 \text{ r/min}, \Psi=5^\circ$)

Fig.15 Single/dual rotor blade vortex wake comparison in hover($\theta_t=10^\circ, \omega=1860 \text{ r/min}, \Psi=5^\circ$)



(a) Single rotor (b) Dual rotor
图16 悬停状态单/双旋翼桨尖涡核轨迹($\theta_t=10^\circ, \omega=1860 \text{ r/min}, \Psi=15^\circ$)

Fig.16 Single/dual rotor blade vortex wake in hover($\theta_t=10^\circ, \omega=1860 \text{ r/min}, \Psi=15^\circ$)

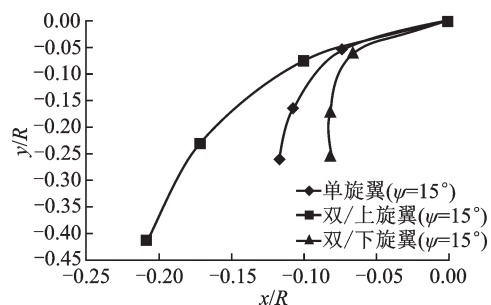


图17 悬停状态单/双旋翼桨尖涡核轨迹对比($\theta_t=10^\circ, \omega=1860 \text{ r/min}, \Psi=5^\circ$)

Fig.17 Single/dual rotor blade vortex wake comparison in hover($\theta_t=10^\circ, \omega=1860 \text{ r/min}, \Psi=5^\circ$)

盘平面越远桨尖涡向内收缩越慢;同一触发方位角下,双/上旋翼桨尖涡向内收缩速度明显比单旋翼

的快,单旋翼桨尖涡向内收缩速度比双/下旋翼快,且双/上旋翼桨尖涡垂向间距大于单旋翼涡间距,表明上旋翼的尾迹处于下旋翼诱导速度场,垂向诱导速度增大,涡向下发展速度加快;上旋翼桨尖涡逆时针旋转,涡核外侧速度上反,上旋翼尾涡外侧诱导速度的扩张作用阻滞了下旋翼涡尾迹向下向内收缩,而且,下旋翼涡尾迹处于上下旋翼诱导速度流场之外,下旋翼桨尖涡向内收缩最慢;桨尖涡随着向下游的发展运动逐渐耗散。转速 1 860 r/min,总距 10°,触发方位角 5°时,单旋翼尾迹分别收缩于 0.88R,上旋翼尾迹收缩于 0.8R,下旋翼尾迹收缩于 0.9R。转速 1 100 r/min,总距 10°,触发方位角 5°时,单旋翼尾迹收缩于 0.88R,上旋翼尾迹收缩于 0.76R,下旋翼尾迹收缩于 0.89R。

图 18 和图 19 为悬停状态双旋翼中截面上速度矢量及流线图,可以看出在桨尖涡周围形成清晰可辨的尾迹边界,诱导流场的集中区域位于上旋翼尾迹边界内侧。图 20 为悬停状态不同总距桨尖涡运动轨迹对比,总距越大,诱导速度越大,桨尖涡的垂向运动速度越大。

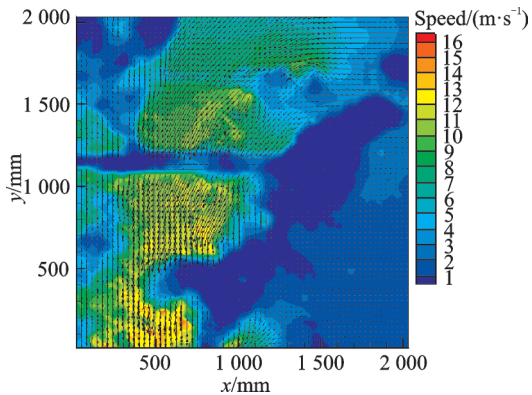


图 18 悬停状态双旋翼测试截面速度矢量 ($\theta_7=8^\circ, \omega=1\ 860\ \text{r/min}, \Psi=5^\circ$)

Fig.18 Velocity vector on dual rotor test region in hover ($\theta_7=8^\circ, \omega=1\ 860\ \text{r/min}, \Psi=5^\circ$)

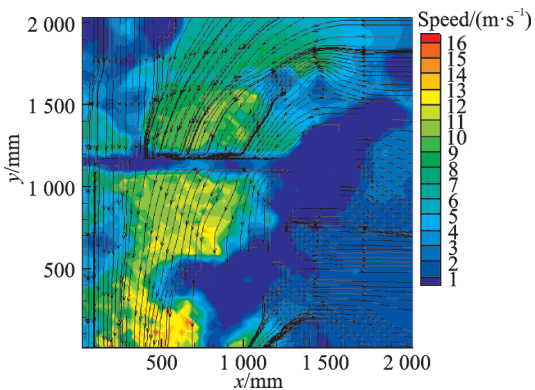


图 19 悬停状态双旋翼测试截面流线 ($\theta_7=8^\circ, \omega=1\ 860\ \text{r/min}, \Psi=5^\circ$)

Fig.19 Streamline on dual rotor test region in hover ($\theta_7=8^\circ, \omega=1\ 860\ \text{r/min}, \Psi=5^\circ$)

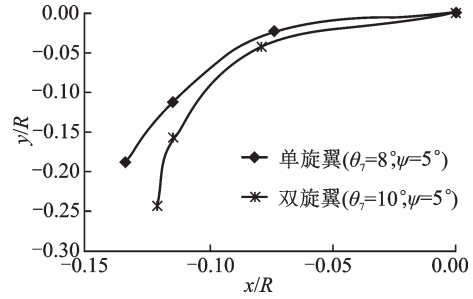


图 20 悬停状态不同总距单旋翼桨尖涡尾迹对比 ($\omega=1\ 860\ \text{r/min}$)

Fig.20 Single rotor blade tip vortex wake comparison in difference collective pitch hover ($\omega=1\ 860\ \text{r/min}$)

2.2 前飞状态桨尖涡尾迹气动特性

图 21—23 为 0° 方位角单双旋翼不同转速不同前进比下的尾迹对比曲线。前进比越大,尾迹水平方向运动速度加快,涡尾迹愈趋于旋翼平面,尾迹边界倾斜角 δ 越小(涡尾迹与水平面夹角, $\delta_1 > \delta_2 > \delta_3$),单双旋翼尾迹趋势越接近,上下旋翼干扰越小。图 21 为 0° 方位角单双旋翼尾迹边界倾斜角,相同前进比下,上旋翼尾迹倾斜角大于下旋翼,下旋翼大于单旋翼尾迹边界倾斜角。表明,双旋翼垂

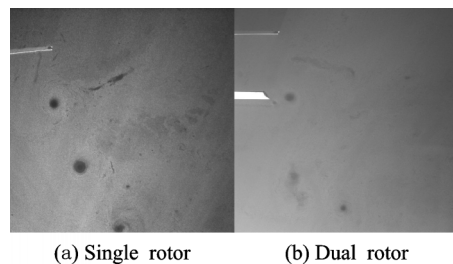


图 21 单/双旋翼 0° 方位角桨尖涡运动轨迹 ($\omega=1\ 100\ \text{r/min}, \mu=0.1$)

Fig.21 Single/dual rotor blade vortex wake on 0° azimuth in forward flight ($\omega=1\ 100\ \text{r/min}, \mu=0.1$)

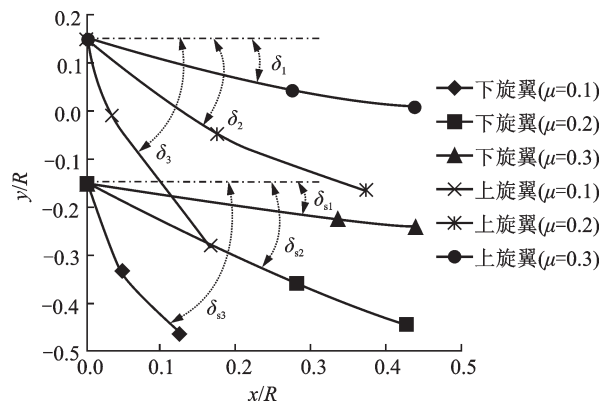


图 22 不同前进比双旋翼 0° 方位角桨尖涡尾迹 ($\omega=1\ 100\ \text{r/min}$)

Fig.22 Dual rotor blade vortex wake on 0° azimuth in different forward ratio ($\omega=1\ 100\ \text{r/min}$)

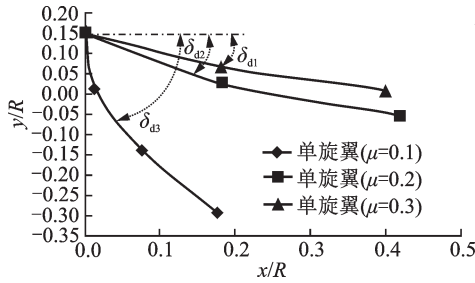


图 23 不同前进比单旋翼 0°方位角桨尖涡尾迹 ($\omega = 1\ 100\ \text{r/min}$)

Fig.23 Single rotor blade vortex wake on 0° azimuth in different forward ratio ($\omega = 1\ 100\ \text{r/min}$)

向诱导速度大,使上下旋翼的尾迹垂向偏移增大 ($\delta_s > \delta_{s3} > \delta_{d3}$),见图 22,23。

图 24, 25 为前进比 $\mu = 0.1$, 180° 方位角单双旋翼桨尖涡运动轨迹。在来流作用下桨尖涡自桨尖位置脱出后逆时针向后运动,因桨尖压差,气流从桨尖下翼面向上翼面流动,桨尖涡螺旋向后上升运动,当进入双旋翼诱导速度场,转入向后下降运动。下旋翼桨尖涡上升阶段在自身涡诱导和上旋翼桨尖涡的上洗诱导作用下加速向上运动;当下旋翼桨尖涡沿横向进入双旋翼诱导速度场转入下降运动,下旋翼涡尾迹加速下降;前进比 $\mu = 0.1$, 下旋翼桨尖涡随来流运动过程中较单旋翼上升位移高,单旋翼较上旋翼桨尖涡上升位移高,涡尾迹下降过程,下旋翼较单旋翼桨尖涡下降的快,单旋翼较上

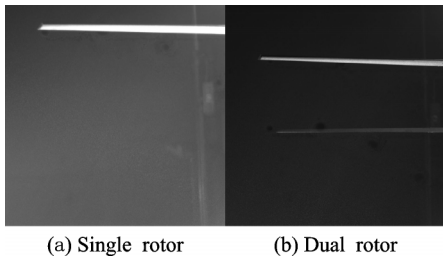


图 24 单/双旋翼 180° 方位角桨尖涡运动轨迹 ($\omega = 1\ 860\ \text{r/min}$, $\mu = 0.1$)

Fig.24 Single / dual rotor blade vortex wake on 180° azimuth ($\omega = 1\ 860\ \text{r/min}$, $\mu = 0.1$)

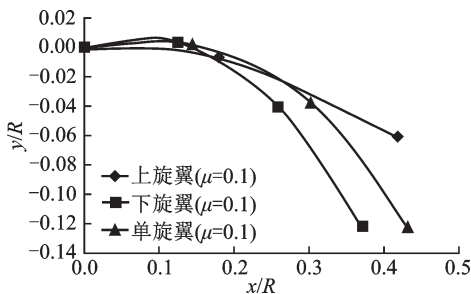


图 25 单双旋翼 180° 方位角桨尖涡尾迹对比 ($\omega = 1\ 860\ \text{r/min}$, $\mu = 0.1$)

Fig.25 Single/dual rotor blade vortex wake comparison on 180° azimuth ($\omega = 1\ 860\ \text{r/min}$, $\mu = 0.1$)

旋翼下降的快。随着前进比进一步增大,上下旋翼干扰减小,单双旋翼尾迹趋势接近。

2.3 大前进比状态旋翼剖面流场测量分析

(1) 强径向流下桨叶剖面流场测量

刚性旋翼以大前进比飞行时,方位角 $0^\circ, 180^\circ$ 附近因来流引起桨叶近壁面展向速度增加产生强径向流动。强径向流动使得桨叶表面气流附着性增强,延迟气流分离,提升了旋翼的气动特性。图 26—29 为桨叶处于方位角 $\Psi = 210^\circ$ 时,来流限制速度 $v = 30\ \text{m/s}$ (因测量设备处于旋翼流场中,更大速度会引起测试设备抖动或导致危险),前进比 $\mu = 0.64$ 及 $\mu = 0.53$ 下 $0.5R$ 及 $0.9R$ 剖面绕流对比,可以看出桨叶上表面的流线在前进比 $\mu = 0.64$ 比 $\mu = 0.53$ 时更贴附于桨叶剖面表面沿翼剖面向后缘流动。图 30 为前进比 $\mu = 0.64$ 及 $\mu = 0.53$ 时,方位角 $\Psi = 210^\circ$ 翼剖面 $0.9R$ 上气流分离点的对比:可以看出 $\mu = 0.53$ 时,翼剖面气流分离点约为 $0.51C$; $\mu = 0.64$ 时,翼剖面气流分离点约为 $0.62C$; $\mu = 0.64$ 比 $\mu = 0.53$ 时当地剖面的气流分离点延迟了约 17.7%,表明前进比越大,强径向流引起桨叶表面

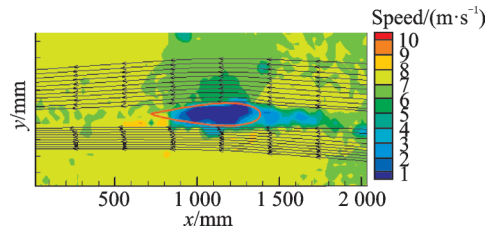


图 26 $0.5R$ 桨叶翼剖面绕流 ($\mu = 0.53, \Psi = 210^\circ$)

Fig.26 Flow around $0.5R$ blade section ($\mu = 0.53, \Psi = 210^\circ$)

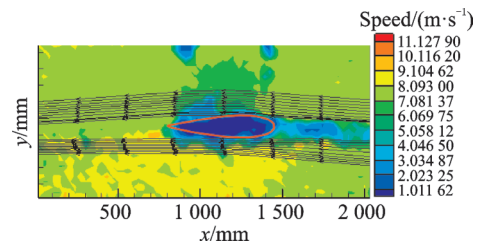


图 27 $0.5R$ 桨叶剖面绕流 ($\mu = 0.64, \Psi = 210^\circ$)

Fig.27 Flow around $0.5R$ blade section ($\mu = 0.64, \Psi = 210^\circ$)

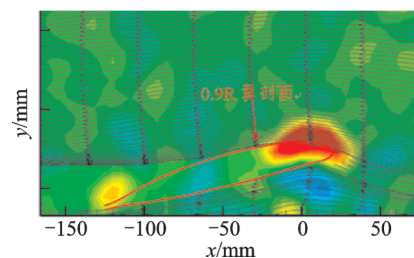


图 28 $0.9R$ 桨叶剖面绕流 ($\mu = 0.53, \Psi = 210^\circ$)

Fig.28 Flow around $0.9R$ blade section ($\mu = 0.53, \Psi = 210^\circ$)

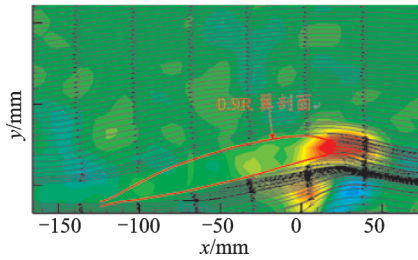


图 29 0.9R 桨叶剖面绕流 ($\mu=0.64, \Psi=210^\circ$)

Fig.29 Flow around 0.9R blade section ($\mu=0.64, \Psi=210^\circ$)

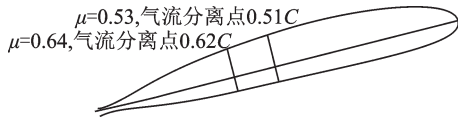


图 30 不同前进比下桨叶剖面气流分离点对比(0.9R)

Fig.30 Flow separation point comparison around 0.9R blade section in different forward ratios

流动附着性越强,气流分离点越延迟。因此,强径向流具有增强气流附着性、减缓气流分离以及延迟失速的特性。

(2) 大反流区翼剖面流场测量

刚性旋翼大前进比飞行时,旋翼桨盘后行侧(方位角 270° 附近)出现较大区域反流,导致桨叶动态失速、阻力增大等现象。大前进比下,共轴旋翼的反流区增大。图 31, 32 为方位角 240° 前进比 $\mu=0.53$ 及 $\mu=0.64$ 下 0.35R 剖面绕流流场,可以看出 $\mu=0.53$ 时,反流区桨叶剖面流动畸变严重,桨叶上翼面气流自后缘向前缘流动,前缘小范围内气流自前向后流动,在中间产生流场畸变。随着前进

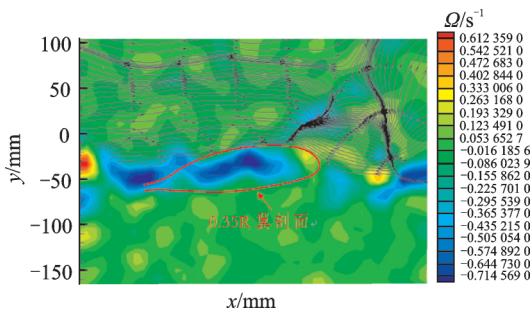


图 31 方位角 240° 0.35R 剖面绕流 ($\mu=0.53$)

Fig.31 Flow around 0.35R blade section in reverse flow region on 240° azimuth($\mu=0.53$)

比进一步增大,反流强度越强,畸变消弱,反流区翼剖面气流完全自后缘向前缘流动;图 33, 34 为方位角 240° 前进比 0.53 及 0.64 下 0.9R 翼剖面绕流流场,可以看出,大反流区域靠近桨尖,反流基本消失,表明相同前进比下,径向位置越小,反流强度越强,前进比越小,靠近桨尖附近气流贴附性越好。

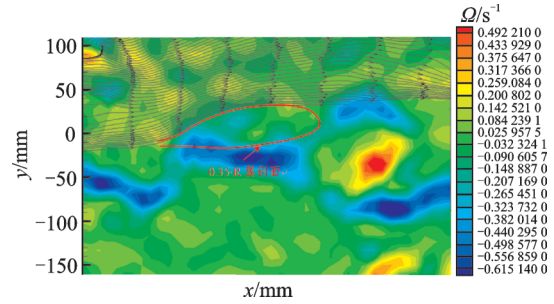


图 32 方位角 240° 0.35R 剖面绕流 ($\mu=0.64$)

Fig.32 Flow around 0.35R blade section in reverse flow region on 240° azimuth($\mu=0.64$)

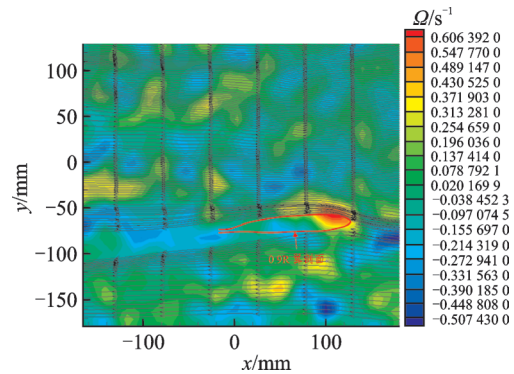


图 33 方位角 240° 0.9R 剖面绕流 ($\mu=0.53$)

Fig.33 Flow around 0.9R blade section in reverse flow region on 240° azimuth($\mu=0.53$)

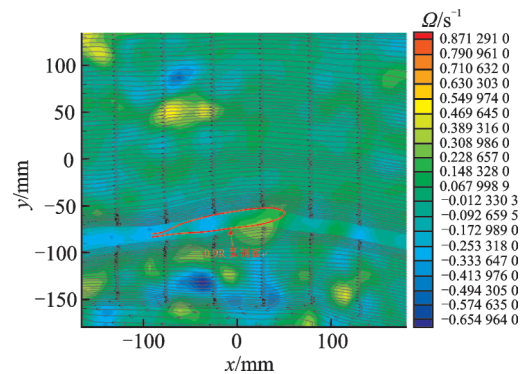


图 34 方位角 240° 0.9R 翼剖面绕流 ($\mu=0.64$)

Fig.34 Flow around 0.9R blade section in reverse flow region on 240° azimuth($\mu=0.64$)

3 结 论

本文利用 PIV 技术,开展了共轴刚性旋翼悬停及前飞状态气动机理试验研究,获得了以下结论:

- (1) 悬停状态。桨尖涡在桨盘下方 $0.2R$ 以内向内收缩较快,离桨盘平面越远桨尖涡向内收缩越慢。同一触发方位角,双/上旋翼桨尖涡向内收缩速度快于单旋翼,单旋翼涡收缩速度快于下旋翼。上旋翼的尾迹处于下旋翼诱导速度场,轴向诱导速度大,上旋翼桨尖涡轴向间距大于单旋翼。

(2)前飞状态。180°方位角,下旋翼桨尖涡随来流螺旋上升,比单旋翼上升位移高,进入上旋翼诱导速度场,比单旋翼下降速度快;0°方位角,相同前进比,双旋翼垂向诱导速度大,双旋翼尾迹倾斜角大于单旋翼。

(3)大前进比引起的强径向流具有增强气流附着性、减缓气流分离和延迟失速的特性,方位角 $\Psi=210^\circ$ 翼剖面0.9R时,前进比 $\mu=0.64$ 比 $\mu=0.53$ 后缘分离点延迟了约17.7%;共轴刚性旋翼后行侧反流区前进比越大反流强度越强,相同前进比下,径向位置越小,反流强度越强。

致谢: 本次试验过程中,中国空气动力学研究中心的黄明其、彭先敏、章贵川、王畅、岳霆瑞、唐敏、田斌以及602所的蔡士整、何军等科研人员给予了本项目大力支持和帮助,在此予以感谢。

参考文献:

- [1] BURGESS R K. The ABC™ rotor—A historical perspective [C]//American Helicopter Society 60th Annual Forum. Baltimore, MD: AHS, 2004: 7-10.
- [2] CHENEY M C. The ABC helicopter [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1969, 14(4): 10-19.
- [3] PAGLINO V M, BENO E A. Full-scale wind tunnel investigation of the advancing blade concept rotor system [R]. SER-50705, 1971.
- [4] BURGESS R K. Development of the ABC Rotor [C]//Proceedings of the 27th American Helicopter Society Forum. Washington, DC: AHS, 1971: 15-18.
- [5] ARENTS D N. An assessment of the hover performance of the XH-59A advancing blade concept demonstration helicopter [R]. USAAMRDL-TN-25, 1977.
- [6] PHELPS III A E, MINECK R E. Aerodynamic characteristics of a counter-rotating coaxial hingeless rotor helicopter model with auxiliary propulsion [R]. NASA-TM-78705, 1978.
- [7] RUDELL A J, GROTH W, MCCUTCHEON R. Advancing blade concept (ABC) technology demonstrator [R]. USAAVR ADCOM-TR-81-D-5, 1981.
- [8] COLEMAN C P. A survey of theoretical and experimental coaxial rotor aerodynamic research [R]. NASA TP 3675, 1997.
- [9] LIM J W, MCALISTER K W, JOHNSON W. Hover performance correlation for full-scale and model-scale coaxial rotors [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2009, 54(3): 32005.
- [10] HIRSCHBERG M. Sikorsky pushes forward with X2 technology demonstrator [J]. Vertiflite, 2005, 51(3): 12-14.
- [11] 李建波. 复合式直升机技术发展分析 [J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(2): 149-158.
LI Jianbo. Progress of compound helicopter technology [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(2): 149-158.
- [12] 邓景辉. 高速直升机前行桨叶概念旋翼技术 [J]. 航空科学技术, 2012(3): 9-14.
DENG Jinghui. The ABC rotor technology for high speed helicopter [J]. Aeronautical science & Technology, 2012(3): 9-14.
- [13] 吴希明. 高速直升机发展现状、趋势与对策 [J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(2): 173-179.
WU Ximing. Current status, development trend and countermeasure for high-speed rotorcraft [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(2): 173-179.
- [14] 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洞实验研究 [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.
- [15] 马杨超, 于世美, 邓彦敏. 共轴式双旋翼悬停诱导速度场的PIV试验研究 [J]. 实验流体力学, 2012, 26(1): 16-20.
MA Yangchao, YU Shimei, DENG Yanmin. PIV experimental investigation of coaxial rotor induced velocity field in hover [J]. Journal of Experimental in Fluid Mechanics, 2012, 26(1): 16-20.

(编辑:刘彦东)