

DOI: 10.11918/j.issn.0367-6234.201703089

旋翼模型悬停状态桨尖涡特性

黄明其, 武 杰, 何 龙, 兰 波

(中国空气动力研究与发展中心 低速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 直升机旋翼桨尖涡特性研究是直升机旋翼气动特性研究的关键要素, 为提高对旋翼悬停状态桨尖涡特性的认识以及准确掌握其流动机理, 利用 Bo-105 旋翼模型在 $\Phi 5$ m 立式风洞开口试验段进行了桨尖马赫数相似情况下的悬停试验, 并采用 TR-PIV 流场测量系统对旋翼悬停状态下不同总距时的流场进行了精细化测量, 得到了该副旋翼 32 帧/圈的详细流场图像, 并运用更为合理的涡核中心判定、涡核流动数据提取以及涡核模型拟合方法对试验结果进行了精细化处理与分析, 进一步揭示了旋翼模型悬停状态下桨尖涡的演化发展过程。研究表明: 高速 PIV 设备能准确捕捉旋翼悬停状态下的流场运动特征, 有助于旋翼流场的精细化研究; 采用涡量加权平均的方法来计算涡核中心位置可以消除涡核中心平移速度的影响, 进而更加准确地定位涡核中心; 采用环量分析的方法可以更加可靠地确定涡核尺寸和最大诱导速度, 且分析结果显示随涡龄角的增加, 涡核半径缓慢增大, 涡核最大诱导速度缓慢减小; 在桨尖涡发展演化过程中, 不同发展阶段具有不同的涡核模型 n 参数。

关键词: 旋翼; 悬停状态; 精细化流场测量; TR-PIV; 桨尖涡

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2018)04-0124-07

Blade tip vortex characteristics of rotor under hovering status

HUANG Mingqi, WU Jie, HE Long, LAN Bo

(Low Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, Sichuan, China)

Abstract: Research on characteristics of helicopter rotor blade tip vortex is one of the key elements for helicopter rotor aerodynamic characteristics research. To improve the understanding of the blade tip vortex characteristics under hovering status and grasp the flow mechanism accurately, the Bo-105 rotor model hover test of tip Mach number similarity is conducted in open test section of $\Phi 5$ m vertical wind tunnel. In the same time, the hovering rotor flow filed of different collective pitches is measured elaborately with the TR-PIV measurement system, and then the detailed flow field (32 frames/circle) of this rotor is obtained. Based on the reasonable methods of the judgment of vortex center, extraction of vortex core flow parameter and fit of the vortex core model, the test results is processed and analyzed elaborately, and the evolution and development of blade tip vortex under hovering status is uncovered. The research shows that TR-PIV can catch the vortex characteristics correctly, and it will contribute to the elaborate study of rotor flow filed; using the weighted average of vorticity to calculate vortex center, it can avoid influence of shift speed on position of vortex core, and position of the vortex core accurately; using the circulation-based method, it can calculate size of vortex core and max induced velocity more reliably, and the results show that vortex core radius increases slowly and vortex core max induced velocity slowly decreases with increasing wake age; during the evolution of tip vortex, different development stages have different n parameters.

Keywords: rotor; hovering status; elaborate flow field measurement; TR-PIV; blade tip vortex

旋翼是直升机最重要的升力部件^[1], 旋翼旋转时桨叶的叶尖处于高动压区, 桨叶载荷和旋翼系统的总体性能高度地依赖于桨尖涡的强度和相对于旋翼的位置^[2-3]; 桨-涡干扰(BVI)是造成桨叶上局部产生较大的非定常气动载荷, 并导致旋翼振动水平增加以及旋翼脉冲噪声产生的主要因素^[4-7]。因而, 研究直升机旋翼桨叶的尾迹和桨尖涡的形成和演化, 对于提升旋翼的气动性能、降低直升机噪声和振动具有重要的指导意义。

旋翼气动载荷预测的数学模型广泛地依赖于对桨叶桨尖涡特性的经验性观测^[8-9]。如: 速度场和黏性核尺寸的试验测量数据可以用于发展桨尖涡结构的模型。反映旋涡流动的测量可促进旋翼尾迹数学模型的进一步发展成熟^[10-11], 并应用于先进桨叶的设计, 有助于消除诸如振动气动载荷和 BVI 诱导旋翼噪声等不利的旋涡诱导的旋翼气动现象。

目前, 粒子图像测速仪(PIV)测量方法在旋翼流动测量中取得了广泛应用^[12-15], 基本获得了试验条件下旋翼的诱导速度分布、桨尖涡的形成发展过程等。但是大多数试验的 PIV 测量系统采样频率较低, 而且部分试验的桨尖马赫数偏小^[12], 不利于桨尖涡

收稿日期: 2017-03-16

作者简介: 黄明其(1963—), 男, 硕士, 研究员

通信作者: 黄明其, hmqls@163.com

特性的精细化分析;而且国内对于涡核中心判定、涡核流动数据提取以及涡核模型拟合等少有提及。

本文针对上述问题,采用了 TR-PIV 技术^[16]作为旋翼流场测量的研究工具,在桨尖马赫数相似的情况下用高频粒子图像测速仪进行了桨尖涡精细化测量试验,获得了悬停状态下旋翼桨尖涡生成和变化过程。同时,本文还采用了更加精细合理的数据处理方法,从而能更加准确地诠释旋翼悬停状态下的桨尖涡特性。

1 试验简介

试验在中国空气动力研究与发展中心的 $\Phi 5\text{ m}$ 立式风洞的开口试验段中进行。直升机模型垂直升降试验台^[17-18](以下简称试验台)额定转速 $2\,100\text{ r/min}$,桨尖马赫数 M_t 为 0.64 。旋翼模型直径为 2 m ,桨毂为无铰式结构,翼型为 NACA23012,矩形桨尖,桨叶扭转角为 -8° 。图 1 为旋翼模型在 $\Phi 5\text{ m}$ 立式风洞的试验照片。悬停试验采用定总距 θ_T 和定拉力系数的方式进行,采用旋翼方位角外触发同步采集流场图像如图 2 所示。拍摄视场相对于旋翼的位置如图 3 所示,图中阴影部分为拍摄视场,其左上角为测量坐标的零点,该点相对于桨毂中心的位置约为 $(-1\,260\text{ mm}, 120\text{ mm})$ 。需要注意的是拍摄视场中桨尖部分与模型示意图并未对齐,反映了桨叶在气动载荷下的弹性变形。

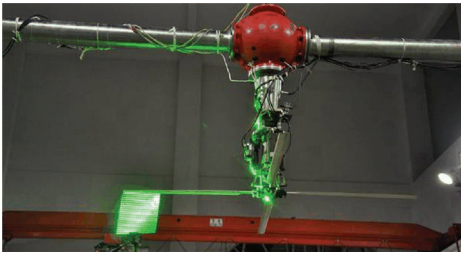


图 1 试验照片

Fig.1 Test picture

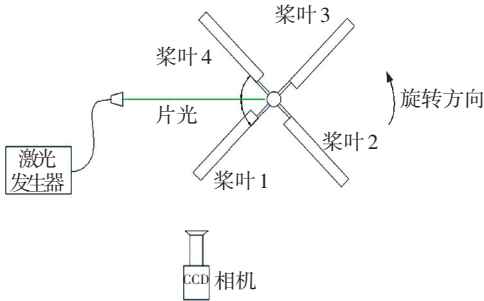


图 2 桨叶编号与触发采集方位角示意(俯视)

Fig.2 Schematic diagram of blade number and acquisition triggering azimuth (top view)

试验中所采用的 TR-PIV 相机分辨率为 $1\,024$ 像素 $\times 1\,024$ 像素,有效视场为 $340\text{ mm}\times 340\text{ mm}$,采集频率为 $1\,120\text{ Hz}$,触发信号由旋翼轴轴端编码器

同步触发产生,旋翼模型旋转 90° 能采集到 8 对图像,使用 LAVISION 公司的 DaVis 软件进行数据后处理。激光片光由双脉冲 Nd:YAG 激光器、导光臂和片光头组成,其单脉冲最大能量为 30 mJ ,波长为 527 nm ,光腰约在 $0.5\sim 3.0\text{ m}$ 范围内连续可调。示踪粒子由乙二醇与丙二醇的混合液蒸发产生^[13],粒子释放前经过粒子沉降室沉淀过滤掉大直径的示踪粒子,促使示踪粒子的平均直径足够小,从而尽可能提高示踪粒子的跟随性。

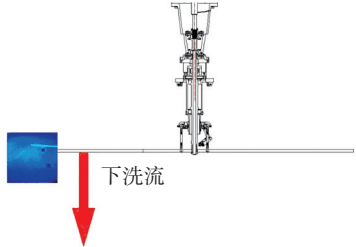


图 3 拍摄视场相对于旋翼位置示意

Fig.3 Sketch map of viewing field relative to the rotor

2 桨尖涡特性分析

旋翼悬停状态时其气动环境可认为是周期变化的,故可用某一片桨叶旋转 90° 方位角的流场特性代表其他桨叶的流场特性,图 4 为旋翼悬停状态桨叶不同方位角的涡量云图和速度矢量图(拉力系数为 0.01 ,对应总距约为 8°)。

由图 4(a)可以看出,依据矢量箭头,可以初步确定 3 片桨叶(1#、2#、3#桨叶)的桨尖涡位置从上往下依次约为 $(178\text{ mm}, -86\text{ mm})$ 、 $(246\text{ mm}, -137\text{ mm})$ 、 $(301\text{ mm}, -256\text{ mm})$,且三者的涡龄角依次为 11.25° 、 101.25° 、 191.25° ,桨尖涡呈现向下向里的运动规律;结合其他 7 幅不同方位角的流场图,可以看出,同一个桨尖涡随着涡龄角的增加,逐渐向下向里移动,直至耗散;同时,在 $\psi = 90^\circ$ 时能明显看到后 1 片桨叶(3#桨叶)的桨尖涡已基本耗散。但若要从该试验得到准确的桨尖涡特性,还需对试验结果进行精细化处理,包括精细化的涡核中心判定、涡核流动数据提取以及涡核模型拟合等。

2.1 桨尖涡的涡核中心(CV)

宏观上,旋翼桨尖涡是呈螺旋形的三维涡线,悬停时桨尖涡系向旋翼下方移动。基于 PIV 的桨尖涡识别及定位的目的是在 PIV 测量得到的平面速度矢量中将测量平面相交的桨尖涡涡核识别出来,并确定其中心位置坐标。

从平面上的速度矢量中一般可以依据速度矢量的旋转分布(矢量箭头或流线)识别漩涡。依据旋转的速度矢量来辨别漩涡比较直观,但是当漩涡叠加上迁移速度时其旋转中心位置会发生变化,典型如

图 5 所示(拉力系数为 0.01,对应总距为 8°),桨尖涡有向旋翼下方迁移的速度,采用流线旋转中心定位的中心实际距离真正的涡量中心有大约 6.1 mm

的误差(大约是涡核半径的 1/4),因此不能采用速度矢量旋转中心来确定涡核中心(CV)位置,而要采用实践中更准确的涡量判据.

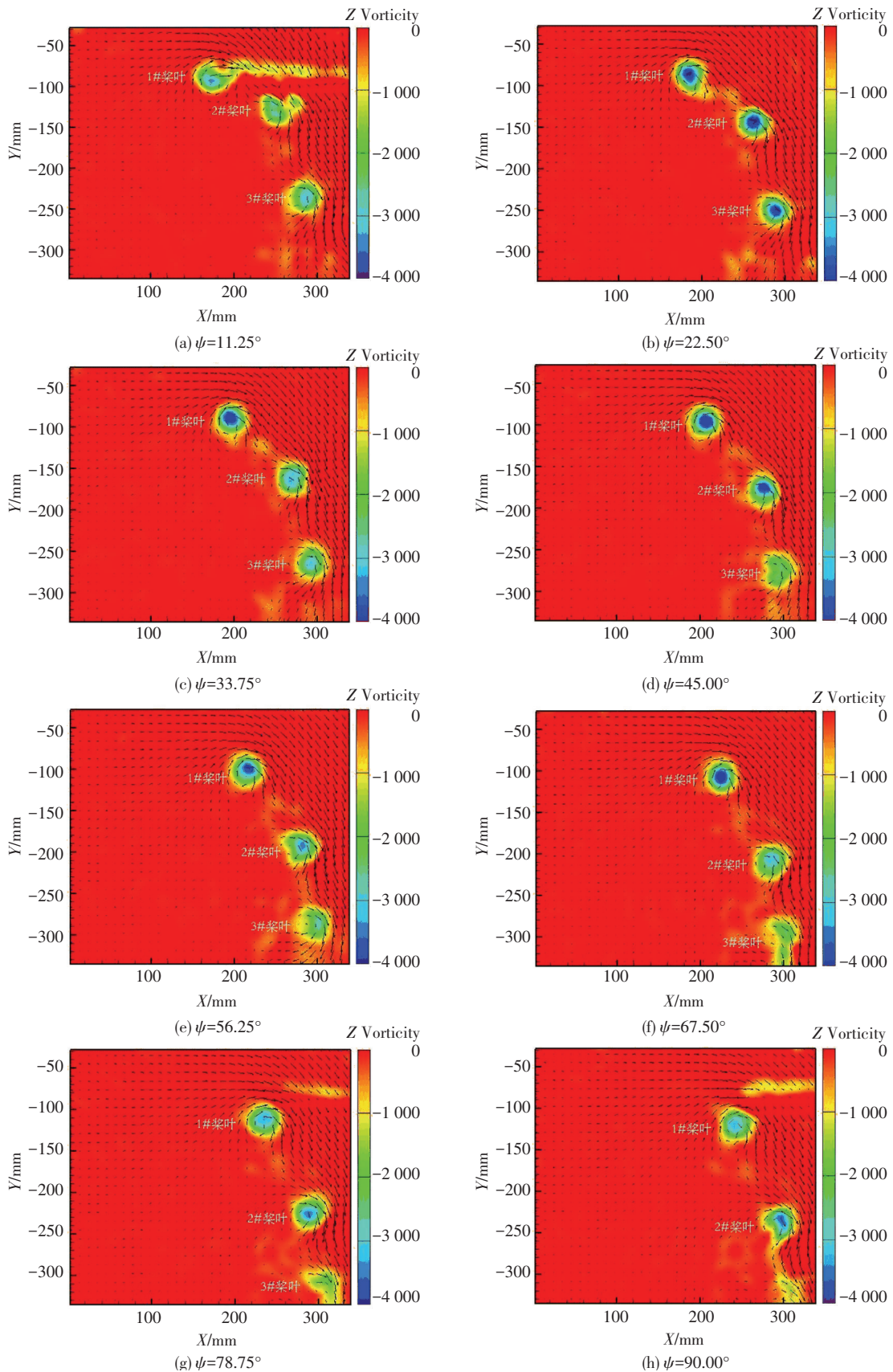


图 4 旋翼悬停状态桨叶不同方位角的涡量云图和速度矢量图

Fig.4 Vorticity contours and velocity vector picture of different blades azimuth angel at hovering status

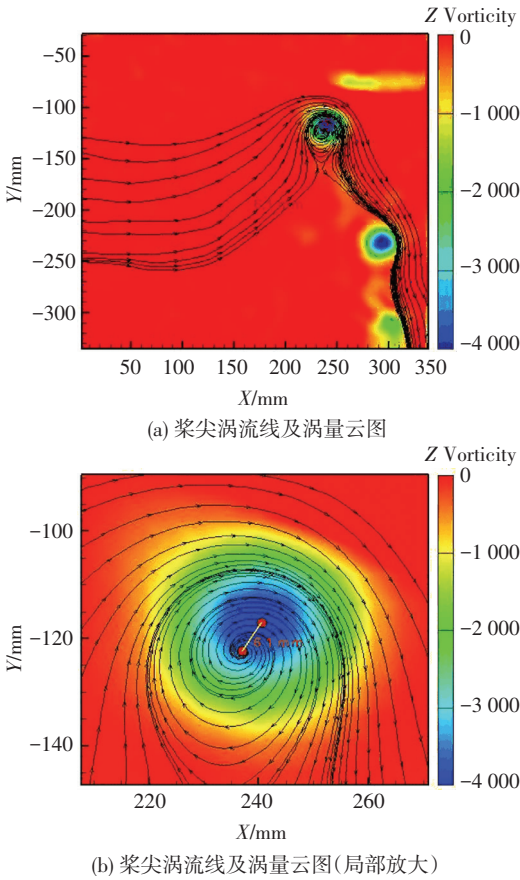


图 5 漩涡叠加上迁移速度后其旋转中心位置与涡量中心位置的差别

Fig.5 The difference between rotation center position and vorticity center position of the vortex under translational velocity

涡量的定义为 $\omega = \nabla \times V$, 其二元 z 分量为

$$\omega_z = \frac{dv}{dx} - \frac{du}{dy}$$

涡核是涡量集中的区域,因而理想的涡核模型是在涡核中心处涡量达到峰值,可根据涡量集中的区域识别桨尖涡,使用涡量的极值判断涡核中心位置.但是 PIV 测量结果中的涡量是离散化的,通过搜寻各节点涡量中的最大值来判断涡核中心位置存在离散误差.此外实际的涡核自身不稳定或者受到扰动后可能存在变形,一般也不容易通过人工判读涡核中心.因此一般采用加权平均公式来计算涡量中心从而来定义涡核中心,对于二维问题,涡量中心采用下式来确定^[19]:

$$CV = \frac{\sum_k (\omega_z)_k \cdot (x_k, y_k)}{\sum_k (\omega_z)_k},$$

式中 k 为参与计算网格节点总数目.

2.1.1 不同涡龄角相同拉力系数桨尖涡轨迹

图 6 为旋翼运行 1/4 圈测量得到的瞬态桨尖涡涡核位置构成的连续轨迹(拉力系数为 0.01),可以看到 1#、2#桨叶的桨尖涡轨迹有良好的连续性,但

是 2#、3#桨叶的桨尖涡轨迹有间断,这说明悬停旋翼的流场其中存在着某些干扰因素使得各个叶片的桨尖涡轨迹不是稳定重复性的,存在涡核随机跳动(jitter)现象.本文受限于样本数量还不充足,无法反映涡核随机跳动的统计分析结果,这在未来的工作中可以通过获取大样本数据库进行分析来完成.

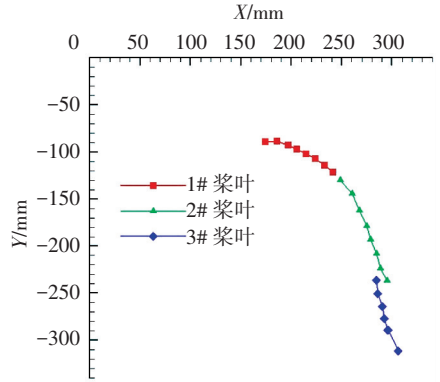


图 6 不同桨叶相同拉力系数桨尖涡轨迹测量值
Fig.6 Blade tip vortex position result under different blades and same thrust coefficient

2.1.2 不同总距相同方位角桨尖涡轨迹

图 7 为旋翼在方位角 11.25°时测量得到的不同总距情况下的瞬态桨尖涡涡核位置,每条曲线有 3 个点,从上往下分别为 1#、2#、3#桨叶在该方位角情况下对应的涡核位置.由图 7 可以明显看出,不同旋翼总距时,其涡核位置层次清晰,有缓慢向右上方移动的趋势;且随着旋翼总距增大,1#桨叶涡核位置缓慢上移,这主要由总距增大旋翼挥舞增大造成;而增大总距情况下,桨尖涡收缩速度加剧,其下降速度亦加快.

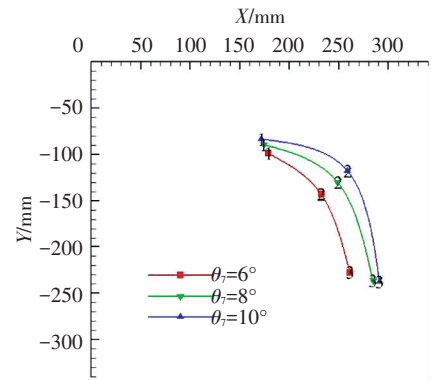


图 7 不同总距相同方位角桨尖涡位置测量值
Fig.7 Blade tip vortex position result under different collective pitches and the same azimuth angle

2.2 桨尖涡涡核流动数据的提取

在实际的桨尖涡内部流动中,其漩涡结构是分层的,主要分为 3 个区域:最内部的区域 1 为分层的层流流动;区域 2 为层流和湍流的混合区域;区域 3 为完全发展的湍流区域^[20].区域 1 内的周向诱导速度分布类似于刚体旋转运动,区域 2 为过渡区域,区域 3 的周向诱导速度为符合 B-S 定理的势流区域.

由于桨尖涡测量结果的非周期性,直接将各时刻的测量结果平均将会抹平桨尖涡特性,使涡核半径增大而涡强度减小.图 8^[20] 为各种处理方法得到的桨尖涡切向诱导速度,直接平均处理得出的桨尖涡切向诱导速度峰值显著小于直接从瞬态测量中提取的结果.为了得到具有统计意义的周期性结果,需要对各瞬态的测量结果条件平均;将不同时刻的测量结果以各自涡核中心为基准点进行平均,或从各瞬态测量结果中提取涡核半径和涡强度平均.取周向诱导速度最大的半径位置即为桨尖涡涡核半径.

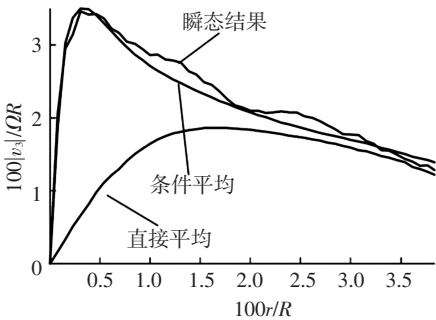


图 8 从条件平均、直接平均、瞬态结果中提取的诱导速度分布
Fig.8 Induced velocity extracted from conditional average, direct average, and transient result

涡核中心确定后,将绕桨尖涡流动的速度矢量减去涡核中心的速度矢量,可得到绕涡核中心的周向诱导速度分布,简单地可以取 0°、90°、180°、270° 象限方向的周向诱导速度分布来获得涡核尺寸和最大诱导速度^[20],但是这种方法获得的涡核尺寸和最大诱导速度不确定度较大.

因此采用基于环量分析的方法,来更加合理、可靠地确定涡核尺寸和最大诱导速度参数.从涡量-环量-诱导速度关系(详见图 9)可知

$$\Gamma = \iint \omega \cdot dA = \oint v \cdot ds.$$

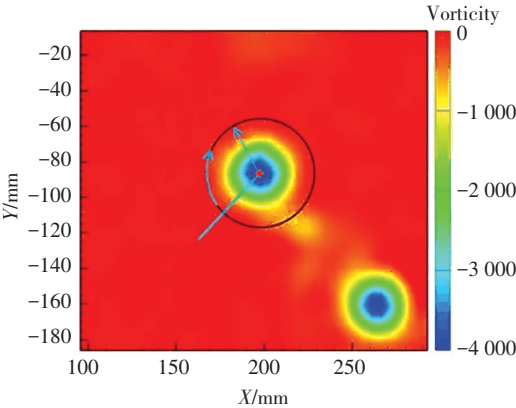
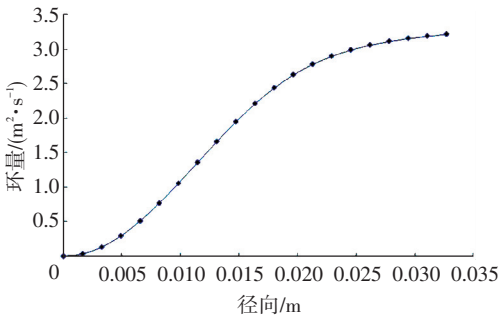


图 9 典型取 11.25° 涡龄角桨尖涡的涡量-环量-诱导速度关系
Fig.9 The relationship between vorticity, circulation and induced velocity extracted from 11.25° wake age

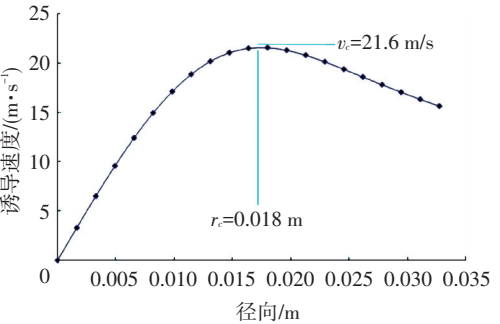
因此通过涡量的面积积分可以获得不同积分半径下的环量,以 11.25° 涡龄角状态为例(拉力系数为

0.01,对应总距为 8°),图 10(a) 获得了环量沿径向分布曲线,再根据下式就可以获得周向诱导速度随半径的变化曲线,如图 10(b) 曲线的极值点对应的就是涡核半径 r_c (0.018 m) 和最大诱导速度 v_c (21.6 m/s).

$$v = \Gamma / 2\pi r.$$



(a) 环量沿径向分布



(b) 诱导速度沿径向分布

图 10 11.25° 涡龄角状态下桨尖涡环量和诱导速度沿径向分布
Fig.10 The blade tip vortex circulation and induced velocity distribution along the radial distribution at 11.25° wake age status

图 11、12 为旋翼运行 1/4 圈测量得到的涡核最大诱导速度和桨尖涡涡核半径的变化曲线.可以看出涡核最大诱导速度随涡龄角有缓慢减小趋势,桨尖涡涡核半径随涡龄角有缓慢增大趋势.这主要是由于桨尖涡形成后,随着桨尖涡的发展和耗散,桨尖涡环量逐渐减小,导致涡核最大诱导速度逐渐减小,进而引起离心力减小,故涡核半径逐渐增大.而不同涡龄角的涡核半径和诱导速度跳动可能与流场环境的不稳定性有关.

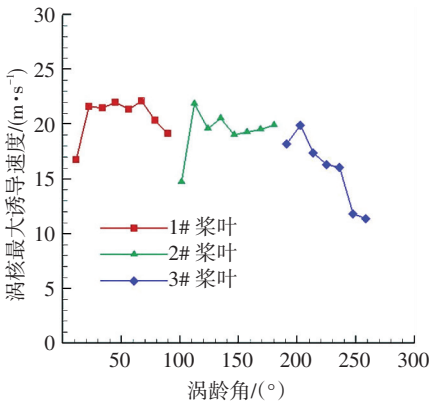


图 11 涡核最大诱导速度变化

Fig.11 The change of vortex core max induced velocity

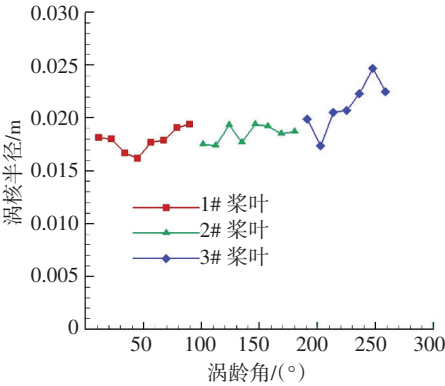


图 12 涡核半径变化

Fig.12 The change of vortex core radius

2.3 桨尖涡的涡核模型

根据文献[12]的研究,通用的 Vatisas 等^[22] 涡核模型计算诱导速度公式为

$$v = \frac{r\Gamma}{2\pi (r^{2n} + r_c^{2n})^{1/n}},$$

式中 r_c 为涡核半径,对应于周向诱导速度最大的半径位置.不同的 n 值对应了不同的轴向诱导速度分布,即不同的涡核模型, $n=1$ 对应的是 Scully 涡核模型, $n=2$ 时近似于 Lamb-Oseen 涡核模型, $n=\infty$ 对应的是 Rankine 涡核模型.

图 13 为 11.25° 涡龄角状态下拟合出的曲线,其横纵坐标均进行了量纲一的处理, $\tilde{r}=r/r_c$, $\tilde{\Gamma}/2\pi r = (\Gamma/2\pi r)/v_c$.根据诱导速度沿径向分布拟合出的 n 约等于 1.6,说明此时的涡核介于 Scully 涡和 Lamb-Oseen 涡之间,但更类似于 Lamb-Oseen 涡(考虑 n 变化对曲线形状的影响是非线性的).

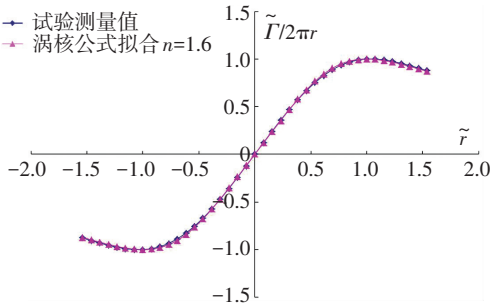
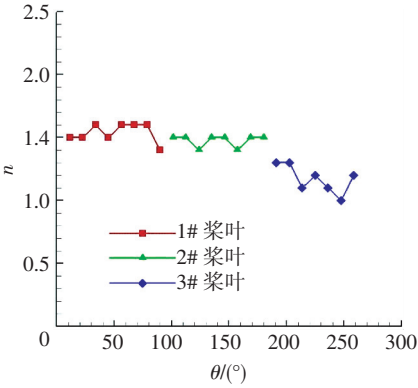


图 13 11.25° 涡龄角状态下拟合出的曲线

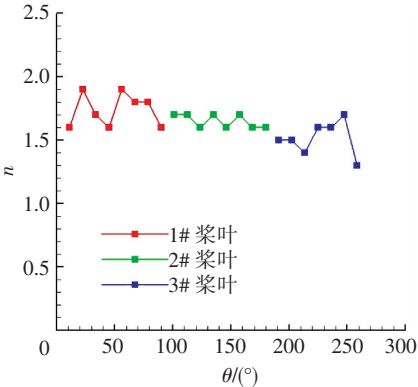
Fig.13 Fitting curves at 11.25° wake age status

图 14 为旋翼运行 1/4 圈测量得到的不同总距时不同桨叶桨尖涡拟合出的桨尖涡模型 n 值变化曲线(其中,图 14(c)中涡龄角大于 213.75° 的桨尖涡已耗散掉或超出有效视场,故 3#桨叶的桨尖涡 n 值仅有前 3 个点).不同总距时,桨尖涡模型 n 值不为定值,而呈现出不同幅度的波动情况.涡龄角为 $11.25^\circ \sim 90.00^\circ$ (1#桨叶)和 $191.25^\circ \sim 258.75^\circ$ (3#桨叶)时桨尖涡 n 值波动幅度相对较大,而涡龄角为 $101.25^\circ \sim 180.00^\circ$ (2#桨叶)时 n 值波动幅度相对较

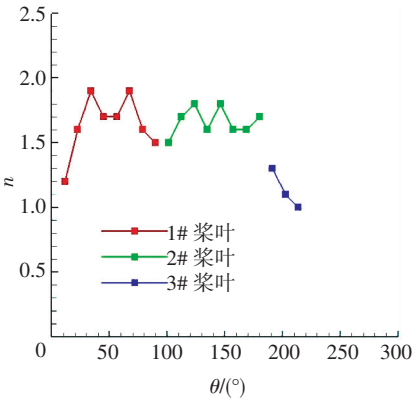
小,表明桨尖涡在形成和耗散阶段其桨尖涡模型 n 值不稳定,而在桨尖涡稳定存在阶段其桨尖涡 n 值相对稳定,这可能与桨尖涡生成和衰减阶段的不稳定性有关.而且随着桨尖涡的发展,其 n 值呈现出缓慢减小的趋势,其桨尖涡模型向着 Scully 涡靠近.上述分析结果对于旋翼尾迹方法中的涡核修正计算有较大的参考意义.



(a) $\theta_T=6^\circ$



(b) $\theta_T=8^\circ$



(c) $\theta_T=10^\circ$

图 14 不同总距时拟合出的 n 值变化

Fig.14 Fitting curves of the n value at different θ_T

3 结 论

1) TR-PIV 设备采样频率远高于普通 PIV 设备,在 $0^\circ \sim 90^\circ$ 方位角能采集 8 对图像,有利于旋翼悬停状态下流场的精细化处理和分析.

2) 采用基于涡量加权平均的方法来计算涡核

中心位置可以消除涡核中心平移速度的影响,其结果优于依据速度矢量的判读方法;并据此得到了不同桨叶相同拉力系数和不同总距相同涡龄角的桨尖涡轨迹特性。

3)采用基于环量分析的方法可以更加合理地确定涡核尺寸和最大诱导速度,其结果优于依据周向诱导速度分布来判读的方法。

4)桨尖涡发展演化过程中,桨尖涡涡核半径随涡龄角有缓慢增大趋势,涡核最大诱导速度随涡龄角有缓慢减小趋势。桨尖涡在不同发展阶段具有不同的涡核模型 n 参数,总体来说桨尖涡在初始和稳定阶段更类似于 Lamb-Oseen 涡,在衰减阶段 n 值减小逐渐向 Scully 涡靠近。此外桨尖涡在不同发展阶段 n 的波动程度不同,可能与桨尖涡生成和衰减阶段的不稳定性有关。

参考文献

- [1] JOHNSON W. Helicopter theory [M]. Princeton: Princeton University Press, 1980.
- [2] BHAGWAT M J, RAMASAMY M, CARADONNA F X. Fundamental characterization of spanwise loading and trailed wake vortices [R]. AMRDEC Redstone Arsenal United States, 2016.
- [3] LEISHMAN J G, BAGAI A. Challenges in understanding the vortex dynamics of helicopter rotor wakes [J]. AIAA Journal, 1998, 36(7): 1130–1140. DOI: http://10.2514/2.510.
- [4] KITAPLIOGLU C, CARADONNA F X. Aerodynamics and acoustics of blade-vortex interaction using an independently generated vortex [C]//Aeromechanics Specialists Conference on Aerodynamics, Acoustics and Dynamics. San Francisco, CA: [s.n.], 1994.
- [5] WITTMER K S, DEVENPORT W J. Effects of perpendicular blade-vortex interaction, Part 1: Turbulence Structure and Development [J]. AIAA Journal, 1999, 37(7): 805–812. DOI: http://10.2514/2.7527.
- [6] 史勇杰, 招启军, 徐国华. 旋翼桨-涡干扰气动特性计算及参数影响研究[J]. 航空学报, 2010, 31(6): 1106–1114.
SHI Yongjie, ZHAO Qijun, XU Guohua. Numerical calculation and parametric study of aerodynamics of rotor blade-vortex interaction[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(6): 1106–1114.
- [7] 宋辰瑶. 基于尾迹分析的旋翼旋转噪声计算及桨-涡干扰噪声研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010: 75–97. DOI: 0.7666/d.d167153.
SONG Chenyao. Computation of Rotational noise and research of blade-vortex interaction noise for rotors based upon wake analysis [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010: 75–97. DOI: 0.7666/d.d167153.
- [8] LANDGREBE A J. An analytical method for predicting rotor wake geometry[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1969, 14(4): 20–32. DOI: 10.2514/6.1969-196.
- [9] JOHNSON W. A general free wake geometry calculation for wings and rotors[C]// Proceedings of the 51th Annual Forum of the AHS International. [S.l.]: [s.n.], 1995: 137–153.
- [10] 李攀, 陈仁良. 旋翼桨尖涡模型及其参数确定方法研究[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(3): 296–302. DOI: 10.3969/j.issn.0258-1825.2009.03.006.
LI Pan, CHEN Renliang. Research on rotor tip vortex model and the method for determining its parameter [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(3): 296–302. DOI: 10.3969/j.issn.0258-1825.2009.03.006.
- [11] 李攀, 陈仁良. 旋翼桨尖涡模型及其在自由尾迹分析中的影响[J]. 航空学报, 2010, 31(8): 1517–1523.
LI Pan, CHEN Renliang. Rotor tip vortex model and its effect on free-vortex wake analysis [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009 27(3): 2010, 31(8): 1517–1523.
- [12] MILLUZZO J, LEISHMAN J G. Development of the turbulent vortex sheet in the wake of a hovering rotor [C]//Proceedings of the 69th Annual Forum Proceedings of the American Helicopter Society. Fairfax Virginia: AHS, 2013.
- [13] 杨永东, 武杰. 悬停旋翼桨尖涡的试验研究[J]. 实验流体力学, 2008, 22(3): 36–39. DOI: 10.3969/j.issn.1672-9897.2008.03.008.
YANG Yongdong, WU Jie. Investigation of hovering rotor tip vortex [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2008, 22(3): 36–39. DOI: 10.3969/j.issn.1672-9897.2008.03.008.
- [14] 袁红刚, 李进学, 杨永东, 等. 悬停状态下旋翼尾迹测量试验研究[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(3): 306–309. DOI: 10.3969/j.issn.0258-1825.2010.03.012.
YUAN Honggang, LI Jinxue, YANG Yongdong, et al. Test investigation of measuring wake geometry for helicopter rotors in hover [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(3): 306–309. DOI: 10.3969/j.issn.0258-1825.2010.03.012.
- [15] 李春华, 曹金华, 吴裕平. 直升机旋翼流场特性 PIV 试验分析[J]. 直升机技术, 2012(1): 6–10. DOI: 10.3969/j.issn.1673-1220.2012.01.002.
LI Chunhua, CAO Jinhua, WU Yuping. PIV experimental investigation on flow field for helicopter rotor [J]. Helicopter Technique, 2012(1): 6–10. DOI: 10.3969/j.issn.1673-1220.2012.01.002.
- [16] 余俊, 万津津, 施臻臻, 等. 基于连续式激光光源的 TR-PIV 测试技术[J]. 上海交通大学学报, 2009, 43(8): 1254–1257. DOI: 10.3321/j.issn:1006-2467.2009.08.014.
YU Jun, WAN Jinjin, SHI Liuliu, et al. TR-PIV measurement technology using continuous laser illumination [J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2009, 43(8): 1254–1257. DOI: 10.3321/j.issn:1006-2467.2009.08.014.
- [17] 黄明其, 兰波, 杨永东, 等. $\Phi 5$ m 立式风洞直升机垂直升降试验台研制[J]. 实验流体力学, 2013, 27(5): 94–97. DOI: 10.3969/j.issn.1672-9897.2013.05.018.
HUANG Mingqi, LAN Bo, YANG Yongdong, et al. The development of helicopter vertical flight test rig in $\Phi 5$ m vertical wind tunnel [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2013, 27(5): 94–97. DOI: 10.3969/j.issn.1672-9897.2013.05.018.
- [18] 黄明其. 直升机风洞试验[M]. 北京: 国防工业出版社. 2014: 81–83.
HUANG Mingqi. Helicopter wind tunnel test [M]. Beijing: National Defence Industry Press. 2014: 81–83.
- [19] BROOKS T F, Van Der WALL B G, RICHARD H, et al. Rotor wake vortex definition-initial evaluation of 3-C PIV results of the hart-II study [C]//Proceedings of the 28th European Rotorcraft Forum. Bristol England: [s.n.], 2002: 17–20.
- [20] BURLEY C L, BROOKS T F, Van Der WALL B, et al. Rotor wake vortex definition using 3C-PIV measurements: corrected for vortex orientation [C]//Proceedings of the 9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit. Hilton Head, SC: AIAA, 2003: 12–14.
- [21] BHAGWA M J, LEIHMAN J G. Generalized viscous vortex core model for application to free-vortex wake and aeroacoustic calculations [C]//Annual Forum Proceedings-American Helicopter Society. [S.l.]: American Helicopter Society, Inc, 2002, 58(2): 2042–2057.
- [22] VATISTAS G H, KOZEL V, MIH W C. A simpler model for concentrated vortices [J]. Experiments in Fluids, 1991, 11(1): 73–76. DOI: 10.1007/BF00198434.