

旋翼涡环状态气动特性和参数变化的风洞试验

黄明其, 王亮权, 何 龙, 岳廷瑞

(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: 为了研究旋翼下降和涡环状态的流场及气动特性,在中国空气动力研究与发展中心 $\Phi 5$ m 立式风洞中,完成了 BO-105 直升机桨尖马赫数相似旋翼模型的流场和测力试验。试验获得了旋翼悬停和垂直下降状态桨盘附近的流场,同时测量得到了模型旋翼拉力、扭矩等参数的变化。试验结果表明:高速粒子图像测速法(PIV)相机成功捕捉到了下降率增大时旋翼涡量向桨盘附近聚集的过程。垂直下降率在 0.9 左右时旋翼拉力和扭矩最小,分别只有对应总距角悬停状态拉力的 60% 和 80% 左右。在深度涡环状态,旋翼周围存在大尺度涡结构周期性形成和破碎现象,这种现象是旋翼拉力和扭矩剧烈波动的原因。斜下降相对垂直下降而言,旋翼的拉力和扭矩损失都较小。抛物线桨尖外形与常规的矩形桨尖外形相比,垂直下降气动特性并无显著区别。

关 键 词: 直升机旋翼; 下降状态; 立式风洞; 粒子图像测速法(PIV)试验; 参数变化

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

Wind tunnel test of aerodynamic characteristics and parametric variation for rotor in vortex ring state

HUANG Mingqi, WANG Liangquan, HE Long, YUE Tingrui

(Low Speed Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: In order to investigate the flowfield and aerodynamic characteristics of rotor in descent and vortex ring state, a BO-105 model rotor with tip Mach number similarity was tested in $\Phi 5$ m vertical wind tunnel of China Aerodynamics Research and Development Center. Flowfields around blade tip in hover and descent flight were captured, and variations of rotor thrust and torque were obtained. The process of vorticity accumulation with the increase of rotor descent rate was observed through application of high speed PIV (particle image velocimetry) camera. When vertical descent rate was 0.9, rotor thrust and torque were at the lowest level, and the value was only 60% and 80%, respectively, of that in hovering state. The formation and break down of large scale vortex structure were observed in deep vortex ring state. Violent fluctuation of rotor thrust and torque in vortex ring state was caused by this phenomenon. Oblique descent had less thrust and torque loss than vertical descent. Aerodynamic characteristics of parabolic blade tip were similar with those of conventional rectangular blade tip in vertical descent.

收稿日期: 2019-01-22

基金项目: 国家自然科学基金(1167021313); 国家自然科学基金青年基金(11902335)

作者简介: 黄明其(1963—),男,研究员,硕士,主要研究方向为直升机旋翼试验空气动力学。

通信作者: 王亮权(1992—),男,工程师,博士,主要研究方向: 直升机旋翼计算空气动力学。E-mail: 419106141@qq.com

引用格式: 黄明其,王亮权,何龙,等.旋翼涡环状态气动特性和参数变化的风洞试验[J].航空动力学报,2019,34(11):2305-2315.

HUANG Mingqi, WANG Liangquan, HE Long, et al. Wind tunnel test of aerodynamic characteristics and parametric variation for rotor in vortex ring state[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(11): 2305-2315.

Key words: helicopter rotor; descent flight; vertical wind tunnel; particle image velocimetry (PIV) test; parametric variation

直升机具有独特的狭小空间内作业的能力, 当今直升机常常需要完成水面救援、城市高楼楼顶着陆和高山峡谷机动等任务, 在执行这些任务时, 直升机可能处于大角度下降乃至垂直下降的飞行状态, 而当下降率 V/V_h (其中 V 为旋翼下降速度, V_h 为悬停诱导速度)。在特定的范围时, 旋翼可能会陷入危险的涡环状态 (vortex ring state, VRS)。旋翼大角度下降和涡环状态桨尖周围的绕流极不稳定, 不稳定的气流和桨叶发生干扰, 造成旋翼拉力和扭矩剧烈变化^[1-3]。这种剧烈的旋翼拉力变化造成单旋翼直升机迅速下坠, 扭矩变化会造成机头无规则的航向摆动。对倾转旋翼机而言, 单侧旋翼进入涡环会造成机身的不可控横滚, 进而发生严重的飞行事故^[4-5]。

旋翼大角度下降和涡环状态的研究, 对于保证其飞行安全具有重要的意义。王适存^[6]采用改进的动量理论方法计算了下降状态的旋翼诱导速度。Leishman 等^[7]基于时间精确自由尾迹方法分析了下降状态旋翼尾迹的不稳定性。曹栋等^[8]将旋翼简化为一个激励盘, 并结合 CFD 商业软件进行了垂直下降状态的旋翼性能计算。王亮权和徐国华等^[9]成功地模拟出了涡环状态旋翼周围大尺度涡结构形成和破裂的过程。文献^[10-11]则提出了涡环状态的经验判据。而在试验研究方面, Drees 等^[12]通过烟流试验, 得到了涡环状态下旋翼场瞬时形态。加州大学伯克利分校的 Rumsey 等^[13], 以及 Stack^[14]都在水洞中开展了旋翼垂直下降状态的流动显示试验。南京航空航天大学辛宏等^[15], 海军航空工程学院的孙文胜^[16]在悬臂机上测量了垂直下降状态旋翼的拉力和扭矩。英国 Glasgow 大学的 Green 等^[17]开展了微型旋翼涡环状态的 PIV 流场测量试验, 尽管该试验获得了较为丰富的流动细节, 但其所用的桨叶半径仅为 7.5 cm。更多有关旋翼下降状态的试验研究可参考文献^[18-20]。

鉴于先前大部分试验存在旋翼模型尺寸和雷诺数模拟偏小的问题, 而悬臂机试验则存在引入了离心力、哥氏力及力矩误差等不足, 在中国空气动力研究与发展中心的 $\Phi 5\text{ m}$ 立式风洞中进行了关于 BO-105 直升机模型旋翼较为全面的旋翼悬停和下降状态风洞试验。模型旋翼直径为 2 m, 桨尖马赫数与真实 BO-105 直升机旋翼桨尖马赫

数相似。利用高精度的 PIV 相机拍摄了旋翼桨尖周围的流场, 同时对旋翼以不同参数下降过程中的拉力和扭矩变化情况进行了详细测量和深入分析。

1 试验设备和试验方法

1.1 风洞设备及旋翼装置

$\Phi 5\text{ m}$ 立式风洞是我国唯一、世界领先的一座立式风洞, 采用单回流形式, 圆形开口试验段, 试验段常用风速范围为 $5\sim 50\text{ m/s}$, 试验设备如图 1 所示。风洞试验段来流方向是从下到上, 通过相对运动原理实现对模型旋翼下降状态的模拟。试验台采用双塔架支撑, 分为活动台架和固定台架两部分。最大输出功率为 160 kW, 旋翼主轴的转速范围为 $0\sim 2300\text{ r/min}$ 。其总体示意图分别如图 2 所示。通过改变旋翼模型的操纵方向来改变旋翼尾流方向, 可调整旋翼轴倾角系统使旋翼模型做 $0^\circ\sim 180^\circ$ 旋转。主台体向下的情况下, 将桨叶上下表面倒置安装在桨毂支臂上, 并改变旋翼

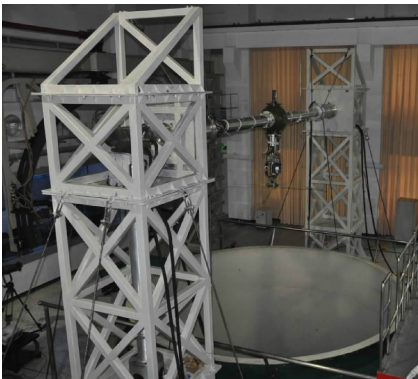


图 1 试验设备照片
Fig. 1 Picture of the test apparatus

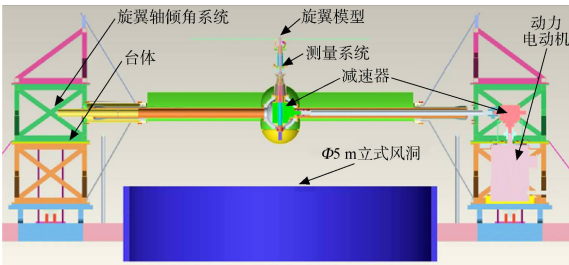


图 2 试验台总体示意图
Fig. 2 Schematic of the test stand

旋转方向以保证桨叶的翼型前缘“切割”空气,此时旋翼尾流向下游,可模拟旋翼下降状态。

试验所用的 BO-105 直升机模型旋翼额定转速为 2100 r/min,矩形直桨叶负扭转为 8°,翼型为 NACA23012。桨毂为无铰式结构,具有 4 个变距摇臂,其轴向铰用来改变桨叶桨距角,挥舞铰、摆振铰的功能则由桨毂、桨叶相应的弹性变形来代替。

悬停试验保持立式风洞在不吹风条件下进行,而下降状态的具体试验流程如下:调整并启动试验台,使旋翼转速逐渐提高到试验转速,随后使旋翼倾角达到试验值,通过操纵旋翼总距使其达到指定值,或使得拉力系数达到指定值,之后保持总距不变。风洞开车,风速逐渐调整到试验值,由二维 PIV 系统测量旋翼气流场示踪粒子图像,通过后处理获得旋翼气流场速度分布,并由高精度拉力和扭矩天平测量旋翼性能的变化,每个试验状态测量旋翼旋转 80 圈的数据。完成试验后,将风速逐渐减小到零,试验台停车。

1.2 旋翼流场 PIV 测量方法

旋翼流场测量 PIV 系统^[21]由照明激光器、同步控制器和高速电荷耦合器件(CCD)相机等组成。PIV 视场坐标系为:原点位于视场左上顶点, x 轴指向视场右侧, y 轴指向视场上方,PIV 试验数据最后都转换到桨毂体轴系中。试验中悬停和下滑角 90°(垂直下降)状态时视场相对于旋翼的位置示意图见图 3。PIV 试验的片光触发采集的方位角为 45°,位于 1 号桨叶与 4 号桨叶中间,如图 4 所示。采用了能够保证全流场粒子充盈并且不易逸散损失的烟饼发烟法进行固体粒子发烟,图 5 给出了旋翼上方的粒子播撒装置安装情况。

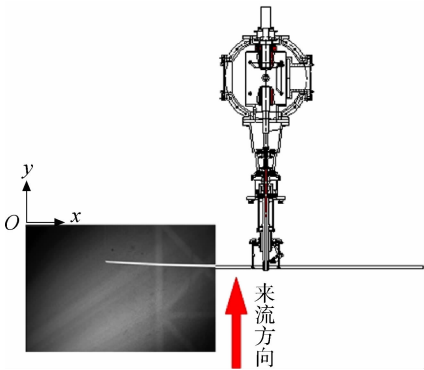


图 3 下滑角 90°时视场相对于旋翼位置示意图
Fig. 3 PIV field with respect to the rotor at 90° descent angle

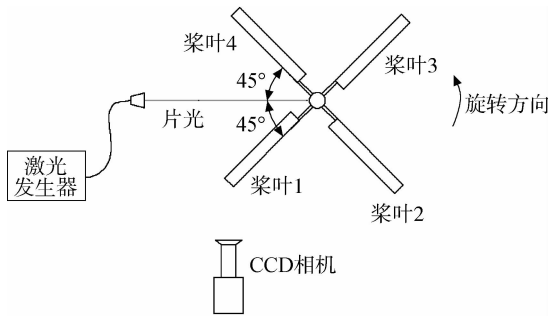


图 4 桨叶编号及片光触发采集方位角示意图
Fig. 4 Schematic of blade numbering and azimuth angle for acquisition triggering

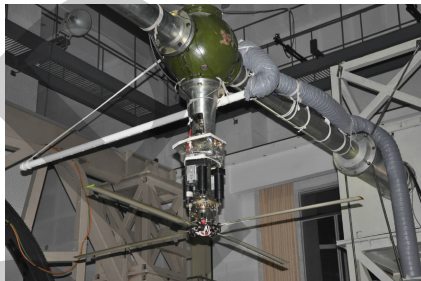


图 5 旋翼上方的粒子播撒装置
Fig. 5 Particle spray above the rotor

1.3 旋翼拉力和扭矩测量方法

旋翼拉力和扭矩的测量分别通过一台旋翼天平和一台扭矩天平完成。旋翼天平采用盒式天平结构形式,其固定框安装在试验台支架上,浮动框上面安装旋翼轴轴承座。在旋翼天平浮动框和固定框中心开通孔,安装扭矩天平和联轴节。扭矩天平采用经典的套筒结构形式,两端通过上、下弹性联轴节分别与旋翼传动轴和减速器输出轴联接。扭矩天平和联轴节均为中空结构,便于内部布置信号线缆。工作时,旋翼天平固定不动,扭矩天平、联轴节随传动轴旋转,并且扭矩天平的信号线通过滑环传输。

2 悬停状态下的 PIV 流场及性能变化

图 6 给出了旋翼在额定转速下,以总距 $\theta_0 = 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ$ 悬停时 4 个不同桨叶方位角(自左至右依次为 $30^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ 和 120°)的 PIV 流场涡量分布。可以看出悬停状态桨尖涡结构较为清晰,桨尖涡向内收缩的趋势显著。此外,不同时刻旋翼悬停流场差异较小,这说明悬停尾迹的非定常效应不明显。通过对比不同总距下的桨尖涡位置也可看出,随着总距的增大,桨尖涡之间的垂直间距也逐渐增

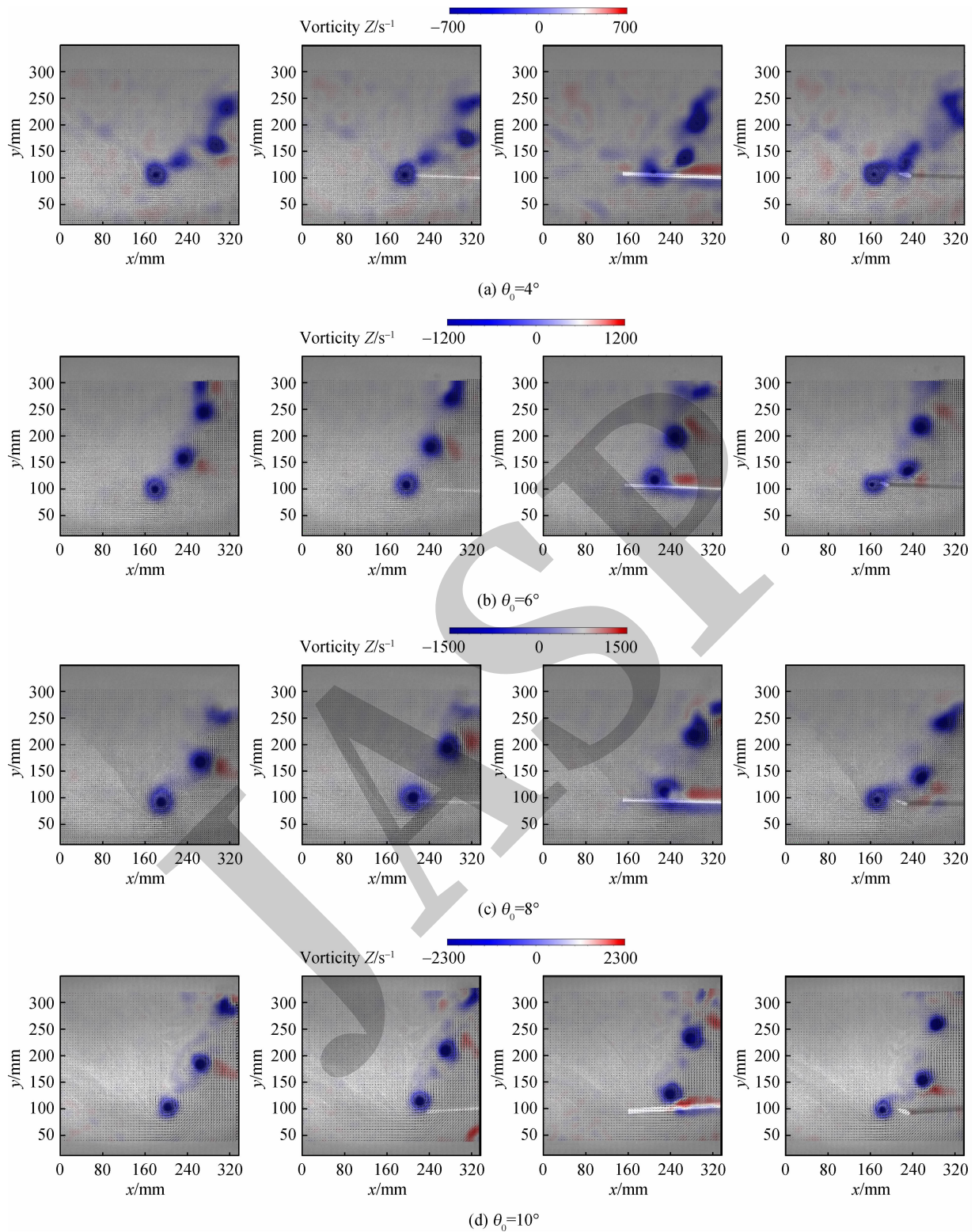


图 6 不同总距悬停的 PIV 流场

Fig. 6 PIV flowfield in hover with different collective pitches

大。在图中给出的第 3 个桨叶方位角处,都存在比较明显的桨叶切割桨尖涡的现象。

图 7 给出了旋翼旋转 80 圈过程中的拉力时间历程,可以看出旋翼拉力一直围绕某一平均值波动,但总体而言较为平稳。图 8 是旋翼的扭矩

时间历程,相对旋翼拉力的变化而言,扭矩的波动幅值很小。图 9 给出了额定转速下 8° 总距悬停状态的典型流线图,可以看出桨尖涡形成一道清晰的分界线,分界线内侧的气流能够平顺地向下运动,为旋翼提供较大的拉力。

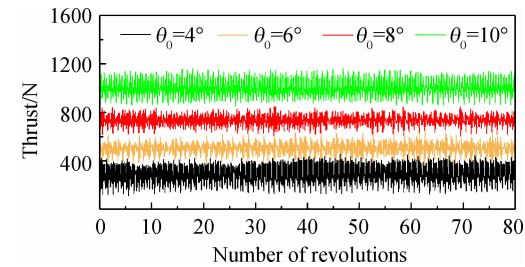


图 7 不同总距悬停旋翼的拉力时间历程

Fig. 7 Thrust time history of rotor in hover with different collective pitches

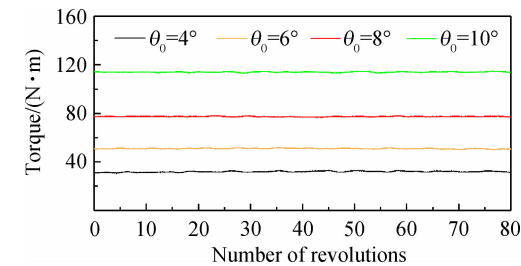


图 8 不同总距悬停旋翼的扭矩时间历程

Fig. 8 Torque time history of rotor in hover with different collective pitches

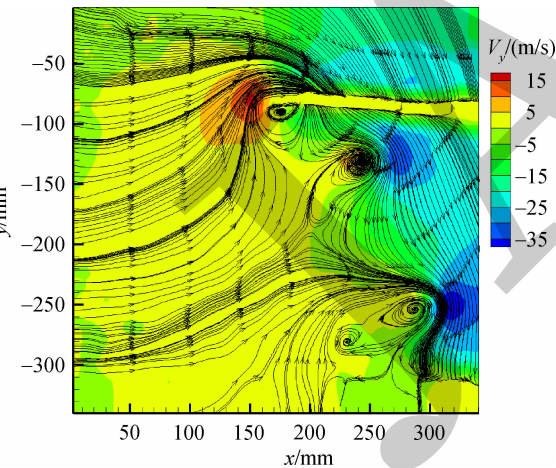


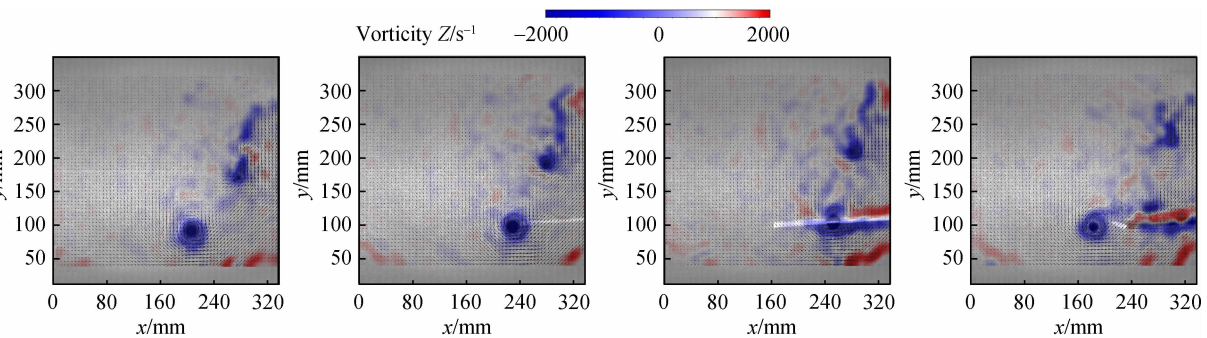
图 9 悬停状态的典型流线图

Fig. 9 Typical streamlines of rotor in hover

3 垂直下降状态的 PIV 流场及性能变化

图 10 给出了旋翼拉力系数 $C_t=0.008$ 时,以不同垂直下降率下降时四个不同时刻(自左至右)的 PIV 流场分布。与悬停流场相比,下降状态桨叶周围的流场较为紊乱、涡量分散,桨尖涡结构也不再清晰。且随着下降率的增大,这种紊乱程度逐渐增大。悬停流场中的涡量主要集中在桨盘下方,而在较大的垂直下降率(图 10(c)和图 10(d))条件下,旋翼涡量已经“运输”到了桨盘附近,涡量集中后与桨叶间的相互干扰,会造成涡结构的破碎,同时对旋翼的性能产生影响。

图 11 和图 12 给出了在 80 圈过程中的拉力和扭矩时间历程,为便于观察,图中仅给出每一圈旋转过程中的平均数据。从图中可以看出,随着下降率的增大,旋翼的拉力总体呈先减小后增大的趋势,而扭矩尽管存在相似的变化趋势,其幅值则始终小于悬停状态的测量值。当垂直下降率为 1.0(即下降速度等于旋翼悬停诱导速度)时,旋翼的拉力和扭矩达到最小值,平均拉力相对悬停状态从 $663.9\text{ N}\cdot\text{m}$ 减小到了 $422.2\text{ N}\cdot\text{m}$ (减小了 36.4%),平均扭矩相对悬停状态的 $65.5\text{ N}\cdot\text{m}$ 减小到了 $54.3\text{ N}\cdot\text{m}$ (减小了 17.1%),旋翼扭矩的变化幅值小于拉力的变化幅值。值得注意的是,当旋翼下降率 $V/V_h=1.6$ 时,旋翼拉力超过了悬停状态下的拉力,这说明旋翼可能已经进入了所谓的“风车”状态。图 13 给出了涡环状态($V/V_h=1.0$)桨盘周围大尺度涡结构的形成和变化过程(4 个时刻分别间隔 3 圈),从图 13(b)中可以看到涡结构很完整,其尺寸远大于图 9 中的桨尖涡尺寸,而这种大尺度的涡是很不稳定的,非常容易破裂,如图 13(c)所示,涡破裂使得旋翼流场中的流线变得紊乱(图 13(d)),造成旋翼拉力的急剧下降,试验结果与文献[9]中的数值模拟结果一致。



(a) $V/V_h=0.4$

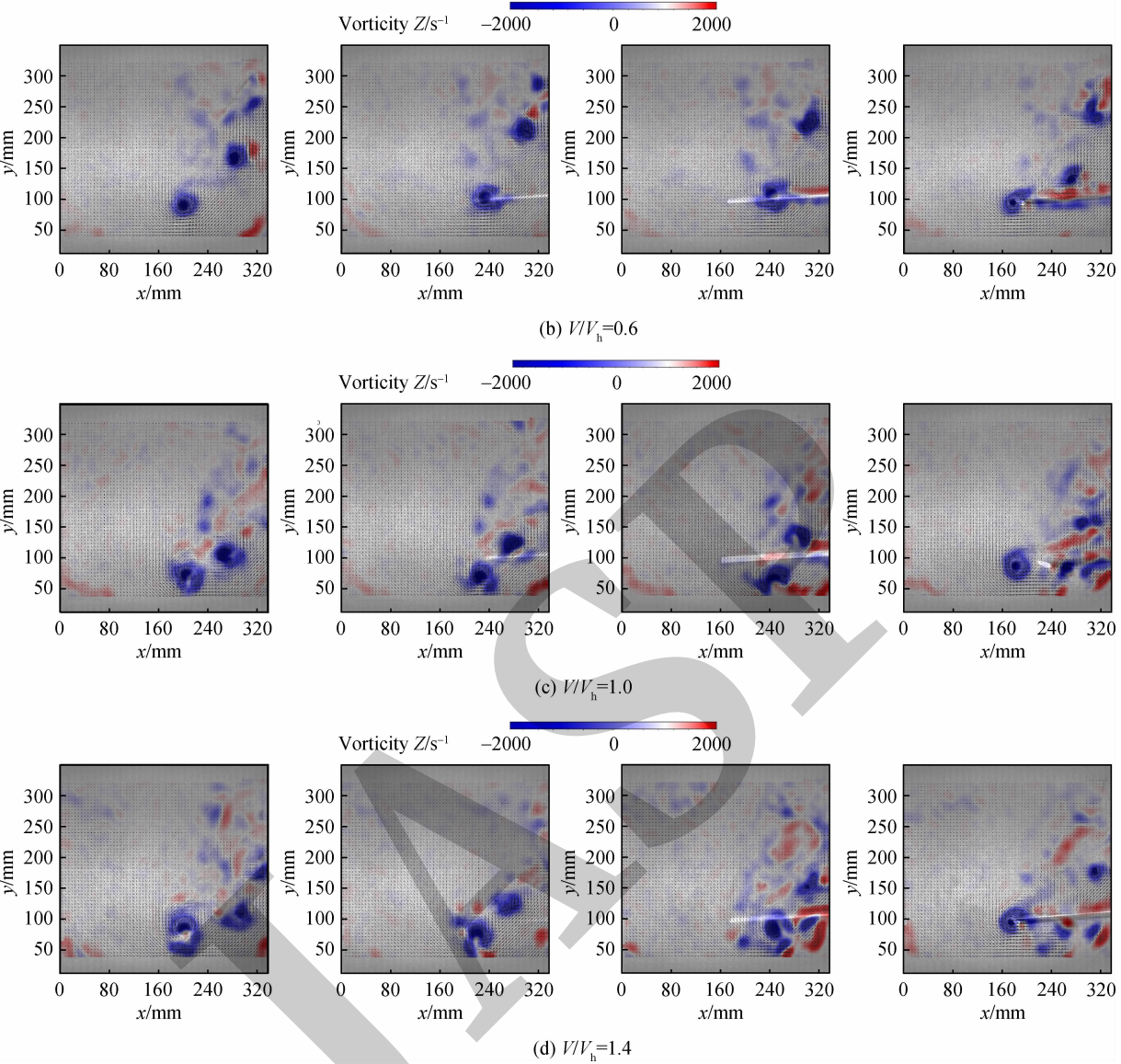


图 10 不同下降率垂直下降时旋翼的 PIV 流场

Fig. 10 PIV flowfield in vertical descent flight with different descent rates

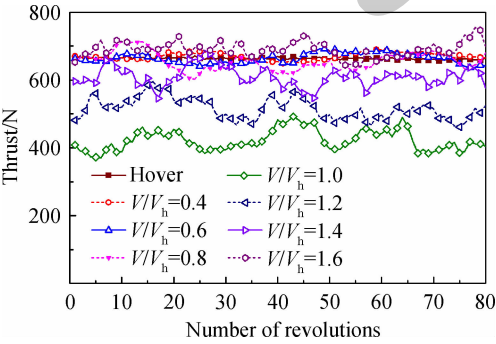


图 11 不同下降率的旋翼拉力时间历程

Fig. 11 Thrust time history of rotor with different descent rates

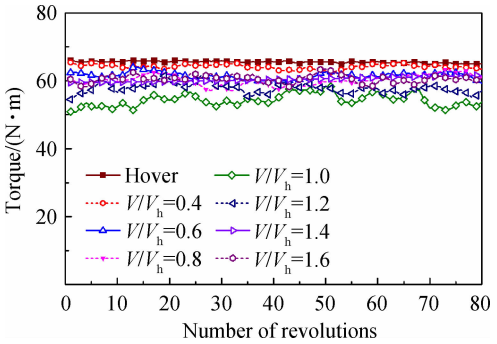


图 12 不同下降率的旋翼扭矩时间历程

Fig. 12 Torque time history of rotor with different descent rates

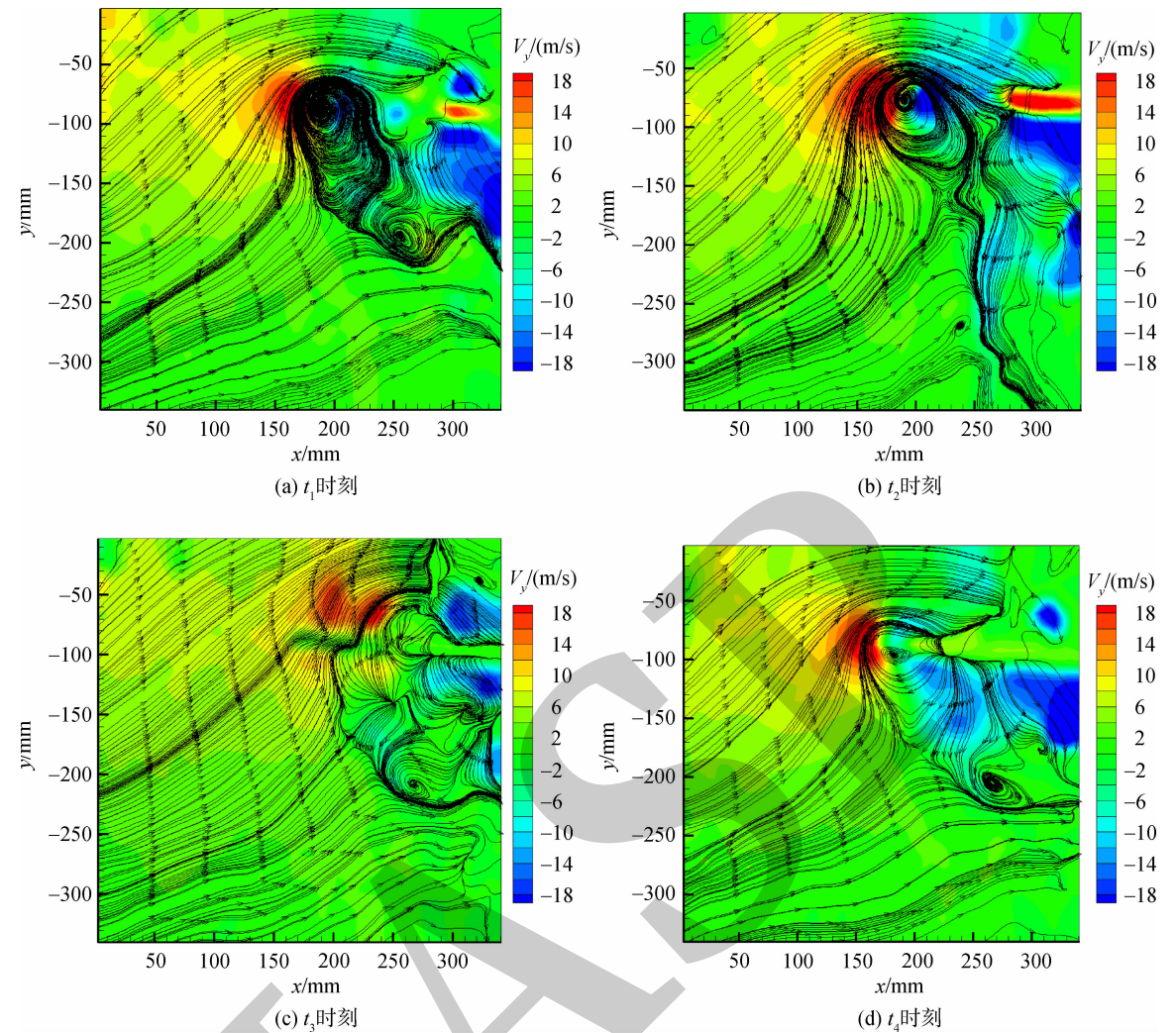


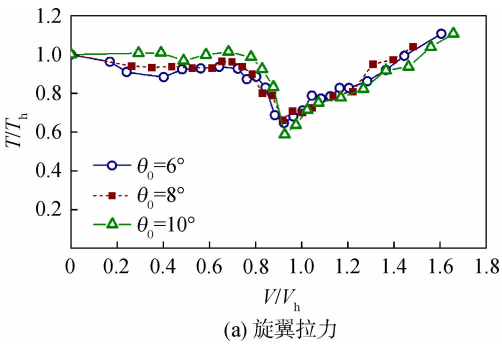
图 13 涡环状态桨盘周围的大尺度涡结构的形成和演化
Fig. 13 Formation and evolution of large scale vortex around the rotor

4 旋翼下降状态的参数化试验

4.1 不同总距垂直下降旋翼的非定常拉力和扭矩特性

图 14 给出了旋翼以 $\theta_0 = 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ$ 三种不同总距垂直下降时旋翼的总拉力 T 和扭矩 Q 变化情况。图中 T_h 和 Q_h 分别表示悬停状态下的旋翼拉力和扭矩。在下降率不超过 0.8 时,旋翼总拉力始终保持在悬停拉力的 85% 以上,同时可以看出,总距角较小状态时受到的影响更大;下降率在 0.8~1.2 之间时,三种总距旋翼拉力都在对应的悬停拉力的 80% 以下,而下降率在 0.9 左右时旋翼拉力最小,只有悬停拉力的 60% 左右;当下降率超过 1.5 时,旋翼拉力超过了悬停状态的拉力。三种总距条件下旋翼扭矩变化和拉力变化趋势基本一致,都呈先减小后增大的趋势,所不同的是,旋翼扭矩的最小值也超过了悬停扭矩的

80%,扭矩损失小于旋翼拉力的损失。图 15 给出了试验过程中每个下降率旋翼旋转 80 圈的拉力和扭矩波动(方均根误差)情况,图中 ΔT 为拉力的变化量, ΔQ 为扭矩的变化量。下降率在 0.8~1.4 时旋翼拉力方均根误差超过 0.1,最大达到了 0.2;扭矩方均根误差相对较小,最大值为 0.07,这同样也反映出下降过程中旋翼拉力变化比扭矩变化更为剧烈,该结论与高正等旋臂机试验^[15]得



(a) 旋翼拉力

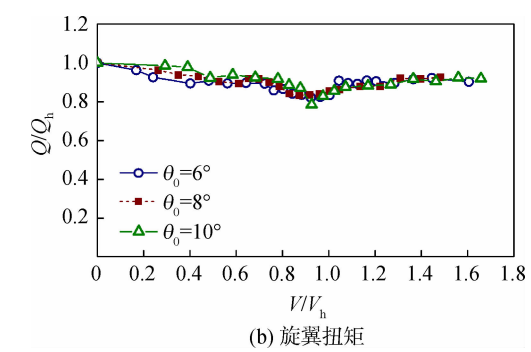


图 14 不同总距下降的旋翼性能随下降率的变化
Fig. 14 Performance variation of rotor in descent flight with different collective pitches

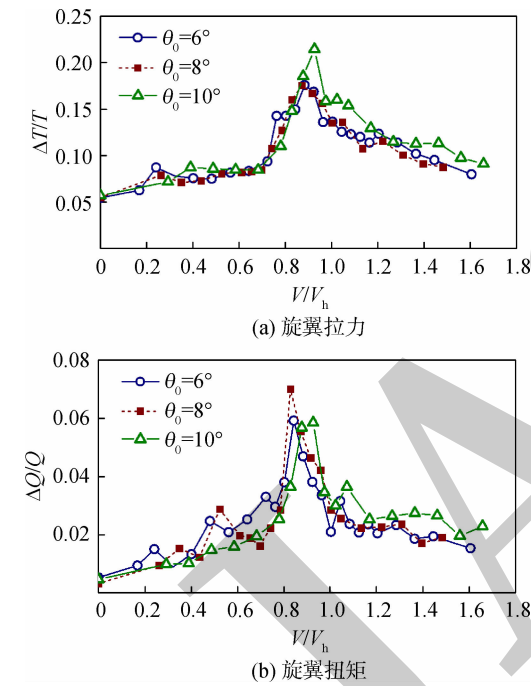


图 15 不同总距下降的旋翼性能的变化量随下降率的波动
Fig. 15 Fluctuation of rotor performance variation quantity in descent flight with different collective pitches

到的结论一致。

4.2 不同角度下降旋翼的非定常拉力和扭矩特性

除旋翼垂直下降试验外,还做了下滑角 α_d 为 80° 和 70° 两种斜下降状态的风洞试验。这两种角度下来流相对于旋翼的位置示意图见图 16。图 17 给出了天平测量得到的 70° 、 80° 和 90° 三种不同下滑角旋翼的平均拉力和扭矩随下降率的变化情况对比。总的来看,在相同下降率情况下,带有前飞速度下降(下滑角 70° 和 80°)的旋翼平均拉力和扭矩要优于垂直下降(下滑角 90°)。在 0.9 下降率时,垂直下降的平均拉力不到悬停状态的

60%,扭矩不到 80%,而另外两种下滑角对应的拉力仍然超过悬停拉力的 70%,扭矩超过 85%。图 18 中所示的是不同角度下降旋翼性能随下降

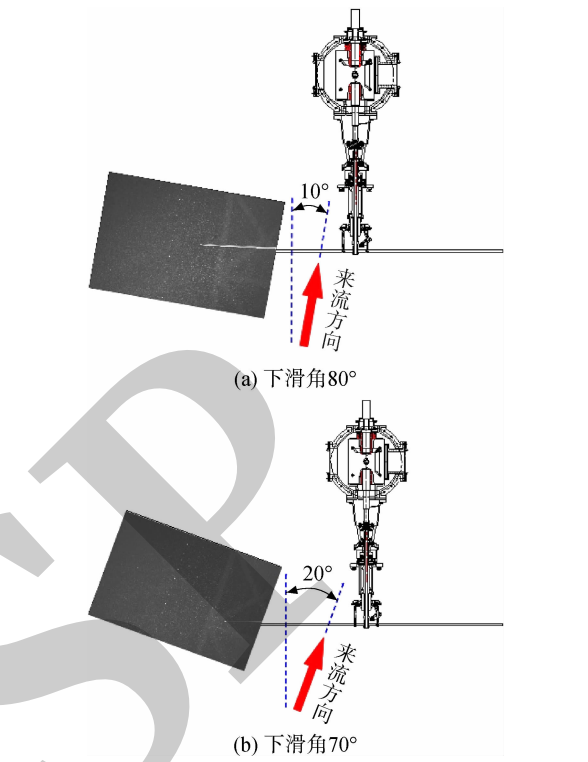


图 16 下滑角 80° 和 70° 时来流相对于旋翼位置示意图
Fig. 16 Flow direction of the free stream relative to the rotor at 80° and 70° descent angle

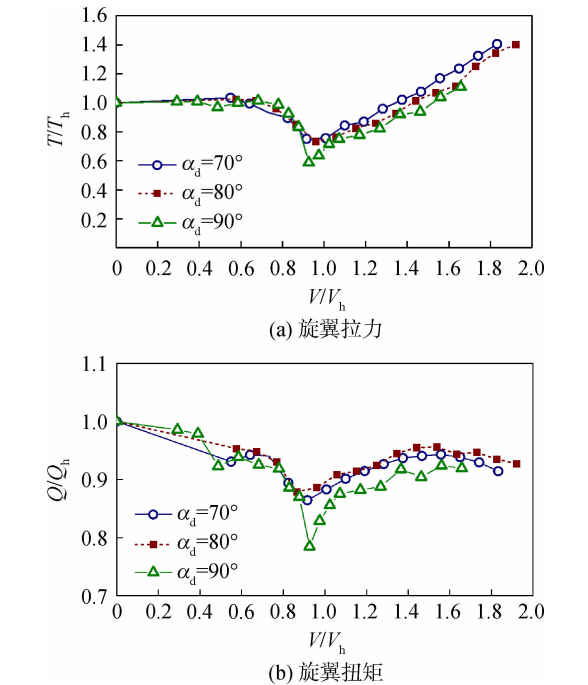


图 17 不同角度下降旋翼性能随旋翼下降率的变化
Fig. 17 Performance variation of rotor in descent flight with different rotor descent angle

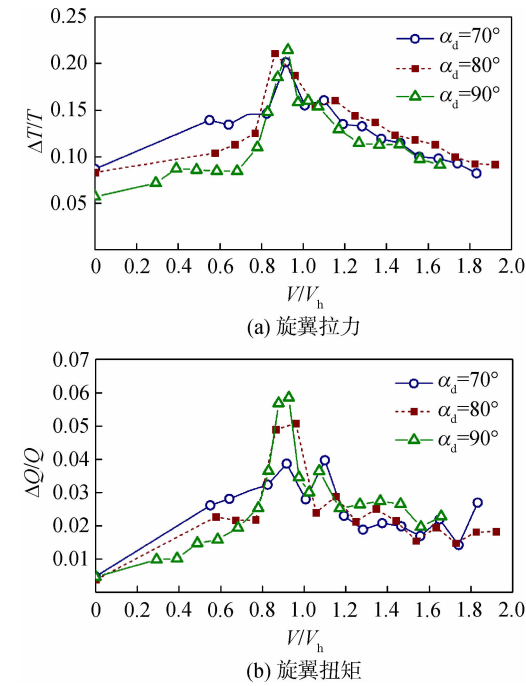


图 18 不同角度下降旋翼性能的变化量随下降率的波动
Fig. 18 Fluctuation of rotor performance variation quantity in descent flight with different descent angle

率的波动,可以看出在严重涡环状态,即下降率 1.0 左右时带角度下降的扭矩波动比垂直下降显著减小,而拉力波动水平则基本一致。

4.3 不同转速垂直下降旋翼的非定常拉力和扭矩特性

试验得到了旋翼拉力系数 $C_l = 0.008$, 转速 N 分别为 1400 r/min 和 2100 r/min 条件下的拉力和扭矩变化情况,如图 19 所示。可以看出两种转速条件下旋翼拉力变化情况近似,扭矩变化情况则有所区别,转速为 1400 r/min 时旋翼的最小扭矩达到了悬停扭矩的 90%左右,而 2100 r/min 转速下旋翼的最小扭矩不到悬停扭矩的 80%。从图 20 可以看出,低转速旋翼的拉力波动大于高转速旋翼。

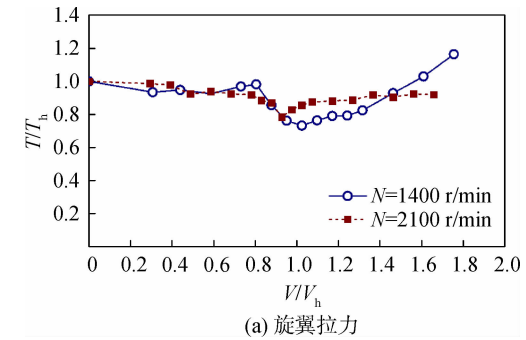


图 19 不同转速下降旋翼性能的变化量随下降率的变化
Fig. 19 Performance variation of rotor in descent flight with different rotational speed

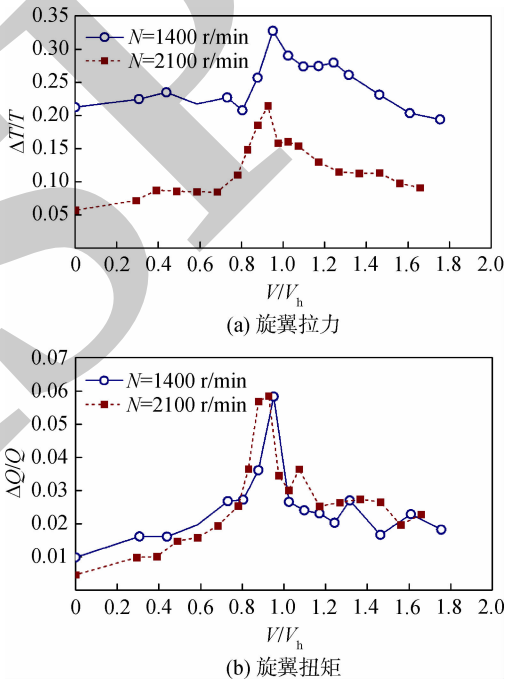


图 20 不同转速下降旋翼性能随下降率的波动
Fig. 20 Fluctuation of rotor performance variation quantity in descent flight with different rotational speed

4.4 不同桨尖外形垂直下降旋翼的非定常拉力和扭矩特性

比较了原始的 BO-105 直升机缩比旋翼(矩形直桨叶)和改进的具有抛物桨尖外形桨叶旋翼垂直下降时的性能变化情况,两种桨叶外形对比如图 21 所示。抛物桨尖外形旋翼在下降率超过 1.0 后拉力和扭矩恢复得比矩形桨尖稍快(见图 22),而两者的拉力和扭矩波动情况近似(见图 23),这说明桨尖外形形状对旋翼垂直下降非定常气动特性影响并不显著。

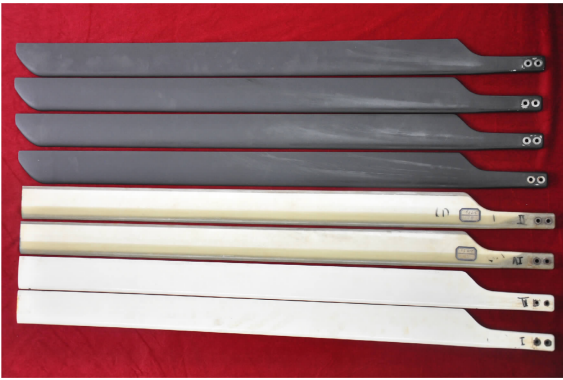


图 21 抛物线桨尖外形桨叶和矩形直桨叶外形对比
Fig. 21 Comparison of planform between parabolic blade tip and rectangular blade tip

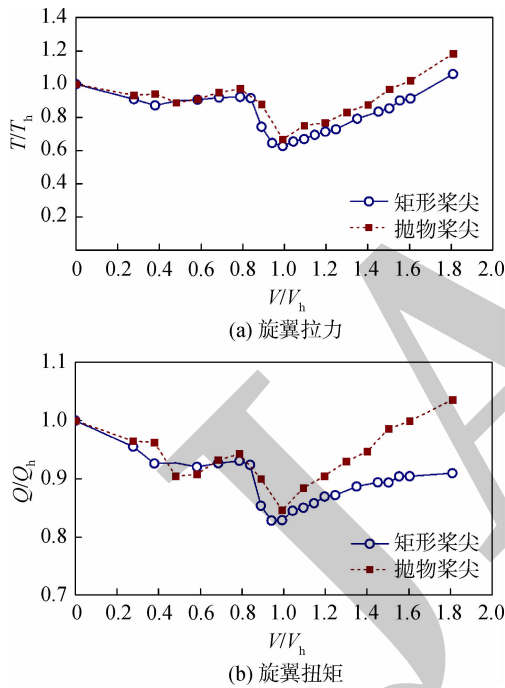


图 22 不同桨尖外形下降旋翼性能随下降率的变化
Fig. 22 Performance variation of rotor in descent flight with different blade tip shape

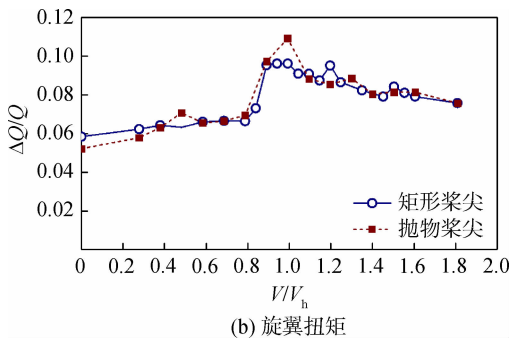
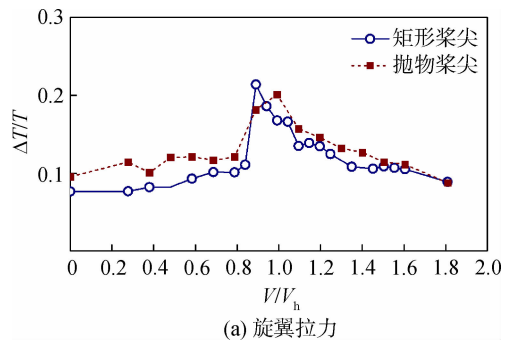


图 23 不同桨尖外形下降旋翼性能随下降率的波动
Fig. 23 Fluctuation of rotor performance variation quantity in descent flight with different blade tip shape

5 结 论

本文对旋翼悬停和下降过程中流场和性能变化进行情况进行了参数化试验研究,并得到如下结论:

- 1) 高速 PIV 相机成功地捕捉到了悬停状态层次分明的桨尖涡,以及下降率增大时旋翼涡量向桨盘附近聚集的过程。
- 2) 不同的下降率条件下,旋翼拉力的波动要强于旋翼扭矩的波动,下降率在 1.0 左右时,旋翼处于严重的涡环状态。
- 3) 涡环状态下大尺度涡结构周期性的形成和破坏,是造成该状态下拉力和扭矩平均幅值较小以及波动较为剧烈的原因。
- 4) 相同下降率的斜下降相对垂直下降而言,旋翼的拉力和扭矩损失都要小一些,这说明带有一定角度的下降有助于避免发生严重的事故。
- 5) 保证相同旋翼悬停拉力系数条件下,高转速旋翼的平均扭矩损失更大,而低转速旋翼的拉力波动更剧烈。
- 6) 抛物线桨尖外形旋翼和矩形桨尖外形旋翼垂直下降时的拉力和扭矩变化情况无显著区别,说明桨尖外形形状对旋翼垂直下降非定常气动特性影响不大。

参考文献:

[1] CASTLES W, GRAY R. Empirical relation between induced velocity, thrust, and rate of descent of a helicopter rotor as determined by wind tunnel test on four model rotors[R]. Washington: National Advisory Committee for Aeronautics, NACA, 1951.

[2] BROTHERHOOD P. Flow through a helicopter rotor in vertical descent[R]. London: Her Majesty's Stationery Of-

- face, 1949.
- [3] WASHIZU K, AZUMA A, KOO J, et al. Experiments on a model helicopter rotor operating in the vortex ring state[J]. *Journal of Aircraft*, 1966, 3(3): 225-230.
- [4] DAIEY J R. Memorandum for the secretary of defense; report of the panel to review the V-22 program[R]. Berkeley, US: University of California Press, 2001.
- [5] 陆洋, 高正. 直升机涡环状态边界与飞行安全[J]. *航空科学技术*, 2008(5): 14-17.
- LU Yang, GAO Zheng. Helicopter vortex-ring state boundary and flight safety[J]. *Aeronautical Science and Technology*, 2008(5): 14-17. (in Chinese)
- [6] WANG S C. Analytical approach to the induced flow of a helicopter rotor in vertical descent[J]. *Journal of American Helicopter Society*, 1990, 35(1): 92-98.
- [7] LEISHMAN J G, BHAGWAT M J, ANANTHAN S. Free-vortex wake predictions of the vortex ring state for single-rotor and multi-rotor configurations[R]. Montréal, Canada; the AHS International Incorporated, 2002.
- [8] 曹栋, 曹义华. 垂直下降状态下的旋翼三维流场数值模拟[J]. *北京航空航天大学学报*, 2012, 38(5): 641-647.
- CAO Dong, CAO Yihua. Three dimensional numerical simulation of rotor in vertical descent flight[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012, 38(5): 641-647. (in Chinese)
- [9] WANG Lianguan, XU Guohua, SHI Yongjie. High-resolution simulation for rotorcraft aerodynamics in hovering and vertical descending flight using a hybrid method[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, 31(5): 1053-1065.
- [10] CASTLES W, GRAY R. Empirical relation between induced velocity, thrust, and rate of descent of a helicopter rotor as determined by wind tunnel test on four model rotors[R]. National Advisory Committee for Aeronautics, NACA TN 2474, 1951.
- [11] WOLKOVITCH J. Analytical prediction of vortex ring boundaries for helicopters in steep descents[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1972, 17(3): 13-19.
- [12] DREES J M, HENDAL W P. The field of flow through a helicopter rotor obtained from wind-tunnel smoke tests[J]. *Journal of Aircraft Engineering*, 1950(23): 107-111.
- [13] RUMSEY C B, BAKER S R. A water tunnel investigation of a small-scale rotor operating in the vortex ring state[D]. Monterey, US: Naval Postgraduate School, 2003.
- [14] STACK J A. An experimental investigation of the vortex wakes of hovering and descending rotors[D]. Berkeley, US: University of California, 2006.
- [15] 辛宏, 高正. 直升机涡环状态速度边界的试验研究[J]. *南京航空航天大学学报* 1995, 27(4): 439-444.
- XIN Hong, GAO Zheng. The experiment research about the velocity boundary of helicopter vortex ring state[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 1995, 27(4): 439-444. (in Chinese)
- [16] 孙文胜. 海事直升机垂直下降涡环状态实验研究[J]. *实验力学*, 2008; 23(4): 371-376.
- SUN Wensheng. Experimental Study of Vertical Descent Vortex-ring State for Shipboard Helicopter[J]. *Journal of Experimental Mechanics*, 2008, 23(4): 371-376. (in Chinese)
- [17] GREEN R B, GILLIES E A, BROWN R E. The flow field around a rotor in axial descent[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2005, 534: 237-261.
- [18] BETZINA M D. Tiltrotor descent aerodynamics; a small scale experimental investigation of vortex ring state[R]. Washington; the AHS International Incorporated, 2001.
- [19] TAGHIZAD A, JIMENEZ J, BINET L, et al. Experimental and theoretical investigations to develop a model of rotor aerodynamics adapted to steep descents[R]. Montréal, Canada; the AHS International Incorporated, 2002.
- [20] ABREGO A I, LONG K R. A wind tunnel investigation of a small-scale tiltrotor model in descending flight[C]// *Proceedings of American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Technical Specialists Meeting*. San Francisco, US: the AHS International Incorporated, 2002: 1-6.
- [21] 余俊, 万津津, 施璠璠, 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.
- YU Jun, WAN Jinjin, SHI Liuliu, et al. TR-PIV measurement technology using continuous laser illumination[J]. *Journal of Shanghai Jiao Tong University*, 2009, 43(8): 1254-1257. (in Chinese)

(编辑: 李岩梅、张 雪)