

DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.201801071

# 旋翼模型垂直下降状态气动特性风洞试验

黄明其, 兰波, 何龙

(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:** 直升机垂直下降状态中包含极为危险的涡环状态. 为提高对涡环状态的认识以及掌握其气动载荷、流场变化, 并为相应数值模拟及飞行仿真提供试验数据, 采用直升机垂直升降试验台以及大视场 PIV 试验测量系统在  $\Phi 5$  m 立式风洞对 Bo-105 旋翼模型进行了垂直下降状态的气动载荷以及流场测量. 在桨尖马赫数相似的情况下, 得到了该旋翼模型在不同总距、不同下降速度情况下的平均拉力和功率变化, 以及较大范围的详细流场图像, 分析了旋翼模型气动载荷变化现象, 并进一步揭示了旋翼模型垂直下降状态下流场的演化发展过程. 试验研究表明: 旋翼模型垂直下降速度达到 8 m/s 后, 拉力和功率急剧下降, 且其各自均方根误差值显著增大; 旋翼模型总距越小, 对应的旋翼拉力值随垂直下降速度增大而迅速减小, 越易进入“涡环状态”; 桨尖涡结构不稳定的主要内因是形成了“涡对”结构, 相邻桨尖涡之间的距离越近, 桨尖涡越不稳定; 桨尖涡聚集形成“涡环”以及涡环结构的动态演化是旋翼性能突变的关键因素.

**关键词:** 旋翼模型; 垂直下降状态; 气动载荷; 大视场 PIV; 桨尖涡

**中图分类号:** V211.52      **文献标志码:** A      **文章编号:** 0367-6234(2019)04-0131-07

## Wind tunnel test on aerodynamic characteristics of rotor model in vertical descent

HUANG Mingqi, LAN Bo, HE Long

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

**Abstract:** Helicopter vertical descend state contains extremely dangerous vortex ring state. In order to improve the understanding of the vortex ring state, to master its aerodynamic load and flow field changes, and to provide experimental data for the corresponding numerical simulation and flight simulation, the aerodynamic load and flow field measurement test of Bo-105 rotor model under vertical descend state was conducted in  $\Phi 5$  m vertical wind tunnel using helicopter vertical flight test rig and the large field PIV measurement system. In the case of similar tip Mach number, the average thrust, average power, and wide range PIV flow field images of this rotor model under different collective pitch and descent speeds were obtained, the rotor model aerodynamic load variation was analyzed, and the flow field development process under different descent speeds was captured. The test research shows that the thrust and power decreased sharply after the vertical velocity of the rotor model dropped to 8 m/s, and the root-mean square error increased significantly. The smaller the collective pitch, the easier it was to enter vortex ring state, and the faster for the rotor model thrust to decrease with the increase of vertical descent speed. The main cause of instability of blade tip vortex structure is the vortex-pair structure. When the distance between adjacent blade tip vortices was smaller, the blade tip vortex was more unstable. The formation of vortex ring by the blade tip vortices gathering together and the dynamic evolution of the vortex ring structure were the key factors in the sudden change of rotor performance.

**Keywords:** rotor model; vertical descend state; aerodynamic load; large field PIV; blade tip vortex

能够垂直飞行是直升机区别其他飞行器的特殊优势, 无论在陆地上还是舰船上, 无论是军用直升机或是民用直升机, 垂直飞行都是起飞、降落和机动飞行的必备动作<sup>[1-2]</sup>. 直升机垂直飞行按来流方向及速度的不同, 分为垂直上升、悬停、垂直下降飞行状态. 而在垂直下降飞行中, 按飞行速度大小的不同, 又可细分为缓慢下降、涡环状态、自转状态、风车状

态, 其中的涡环状态是一种极为危险的特殊飞行状态, 如果没有足够的飞行高度或未及时采取正确的改出涡环状态措施, 直升机会失去控制, 机体振动加剧, 自动加速下降, 最终失去控制并导致坠地或坠海事故<sup>[3-4]</sup>. 基于此, 研究直升机旋翼模型垂直下降状态的气动特性, 尤其是其流场演变过程, 对于准确预测直升机涡环边界、给出合理的涡环状态改出策略等具有重要的指导意义.

国、内外研究人员采用多种方法对直升机垂直下降状态气动特性进行了大量研究, 如: 伯克利大学的学者在水洞中开展了旋翼涡环状态流动显示<sup>[5]</sup>,

收稿日期: 2018-01-12

基金项目: 国家自然科学基金(1167021313)

作者简介: 黄明其(1963—), 男, 研究员

通信作者: 黄明其, hmqls@163.com

英国 Glasgow 大学开展了涡环状态 PIV 流场测量试验<sup>[6]</sup>,南京航空航天大学辛宏等<sup>[7]</sup>利用直升机旋翼动力学重点实验室的旋臂机对直升机垂直下降的涡环状态开展了试验研究,北京航空航天大学的曹栋等<sup>[8]</sup>对直升机垂直下降状态下的旋翼三维流场进行了数值模拟,南京航空航天大学的陆洋等<sup>[9]</sup>对直升机涡环状态边界进行了飞行试验研究,海军航空工程学院的孙文胜<sup>[10]</sup>对直升机涡环边界进行了理论分析.这些研究都极大程度地促进了直升机界对垂直下降飞行以及涡环状态的认识.但是,上述研究(除飞行试验)仍存在着一些不足:一是旋翼重力方向与来流速度方向垂直,这与实际的直升机垂直飞行状态不相符;二是部分研究得到的旋翼垂直下降状态流场不是在桨尖马赫数相似条件下得到的,且飞行试验一般不易得到流场信息.这些不足都不利于旋翼垂直下降状态的流动机理分析.

本文针对上述问题,利用立式风洞对于旋翼垂直下降状态模拟的先天优势,采用  $\Phi 2$  mBo-105 旋翼模型进行了不同旋翼总距、不同垂直下降速度的组合风洞试验,得到并分析了旋翼气动载荷信息和流动细节信息,有助于深入研究掌握直升机垂直下降特性,并为旋翼垂直下降状态数值模拟、飞行仿真提供试验依据.

### 1 试验

试验在中国空气动力研究与发展中心的  $\Phi 5$  m 立式风洞的开口试验段中进行,其来流方向由下至上,通过相对运动原理模拟旋翼模型垂直下降状态.直升机垂直升降试验台<sup>[11-12]</sup>(以下简称试验台)采用旋翼天平、扭矩天平分别测量旋翼载荷和旋翼轴扭矩,其精度均优于 0.1%,准度均优于 0.3%.旋翼模型为 2 m 直径 Bo-105 缩比模型(1:4.9,旋翼桨叶外形如图 1 所示),其试验转速  $n$  为 2 100 r/min,对应桨尖马赫数  $M_t$  为 0.64.桨毂为无铰式结构,具有 4 个变距摇臂<sup>[13]</sup>.图 2 为旋翼模型在  $\Phi 5$  m 立式风洞进行 PIV 试验的照片.垂直下降状态试验采用定总距的方式进行,风速为 0 ~ 20 m/s.旋翼模型的气动载荷是周期性变化的,试验时采用旋翼模型方位角为触发信号进行动态信号等方位采集,每圈采集 64 个点,采集 80 圈,并对采集结果做算术平均,得到该试验状态下旋翼拉力  $T$  和旋翼主轴扭矩  $Q$  的平均值.

流场信息采用中国空气动力研究与发展中心自研的大视场 PIV 试验测量系统进行采集,该 PIV 采用旋翼方位角外触发同步采集流场图像,试验触发采集方位角为  $45^\circ$ ,位于 1 号桨叶与 4 号桨叶中间(如图 3

所示).所用到的 PIV 相机分辨率为  $4\ 008\ \text{pixel} \times 2\ 672\ \text{pixel}$ ,最大视场尺寸约为  $1\ 200\ \text{mm} \times 800\ \text{mm}$ ,最大采集频率为 3 帧/s(1.5 对/s),触发信号由旋翼轴轴端编码器同步触发产生,使用 MicroVec 软件进行数字化图像处理.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 500 mJ,脉冲宽度为 6 ~ 8 ns,两激光器脉冲间隔可调整.试验得到的流场结果进行坐标系平移,转换到桨毂中心为原点的坐标系中.本次试验的示踪粒子由乙二醇与丙二醇的混合液蒸发产生<sup>[14]</sup>,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.

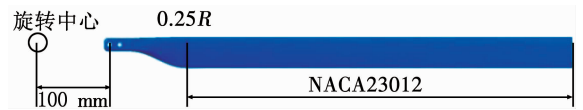


图 1 Bo-105 旋翼桨叶

Fig. 1 Bo-105 rotor blade



图 2  $\Phi 5$  m 立式风洞旋翼模型 PIV 试验照片

Fig. 2 PIV test picture of rotor model in  $\Phi 5$  m vertical wind tunnel

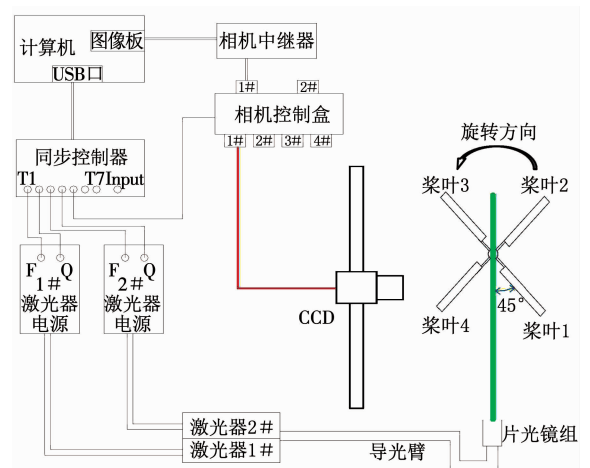


图 3 二维 PIV 原理图以及片光触发采集方位角示意

Fig. 3 Schematic diagram of 2-D PIV and sketch map of azimuth angle for acquisition triggering

## 2 垂直下降状态气动载荷分析

本文共开展了3个总距状态下的变下降速度的旋翼垂直下降试验, 分别为: 总距  $\theta_{0.7} = 7.4^\circ$  (对应的悬停状态拉力系数为  $C_T = 0.0080$ ), 总距  $\theta_{0.7} = 8.5^\circ$  (对应的悬停状态拉力系数为  $C_T = 0.0100$ ), 以及总距  $\theta_{0.7} = 9.5^\circ$  (对应的悬停状态拉力系数为  $C_T = 0.0118$ ). 采集每个试验状态的拉力  $T$  和旋翼主轴扭矩  $Q$ . 由于相同转速下, 旋翼主轴扭矩与旋翼功率成正比, 故旋翼主轴扭矩  $Q$  的变化代表了旋翼功率  $P$  的变化. 对每个试验状态的旋翼拉力  $T$ 、旋翼功率  $P$  计算其均方差  $\Delta T$ 、 $\Delta P$ .  $\Delta T/T$ 、 $\Delta P/P$  反映了  $T$  和  $P$  的相对脉动幅度. 旋翼升降试验得到的载荷平均值均采用悬停状态对应试验结果进行归一化.

图4、5分别为不同总距、不同垂直下降速度的旋翼拉力和旋翼功率曲线对比图, 其中,  $T_h$  和  $P_h$  分别对应于悬停状态的旋翼拉力和旋翼功率. 由图4、5可以看出, 旋翼拉力和旋翼功率变化趋势相同, 随着下降速度增加拉力和功率出现下降, 在一定下降速度(8 m/s)后, 拉力和功率急剧下降, 到9.5 ~ 11.5 m/s区间下降到最低点, 拉力约为悬停时60%、功率约为悬停时80%, 此现象对应于直升机飞行出现“涡环状态”的“拉力下降、机体下坠”. 此后, 随下降速度增加拉力和功率开始增大, 试验中最高风速时拉力为悬停的1.1倍, 功率则始终低于悬停时功率. 同时, 还能看出, 旋翼总距越小, 旋翼拉力和旋翼功率随下降速度的增加而迅速减小, 且下降比率越大, 表明旋翼总距越小, 越易进入“涡环状态”, 其原因可能是总距越大, 诱导速度越大, 而相邻桨尖涡的间距越大, 从而使桨尖涡出现聚集的来流速度也要加大.

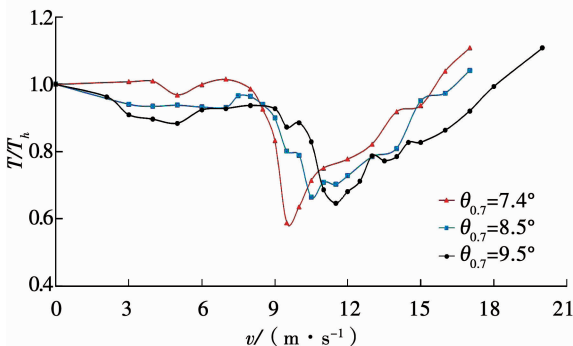


图4 不同总距、垂直下降速度的旋翼拉力曲线对比

Fig. 4  $T/T_h$  curve comparison of Bo-105 rotor model at different  $\theta_{0.7}$  and  $v$  in vertical descent

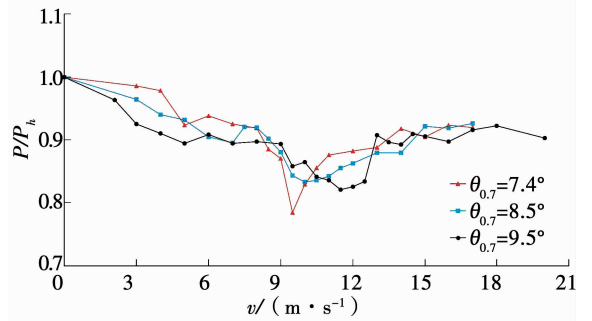


图5 不同总距、垂直下降速度的旋翼功率曲线对比

Fig. 5  $P/P_h$  curve comparison of Bo-105 rotor model at different  $\theta_{0.7}$  and  $v$  in vertical descent

图6、7分别为不同总距、不同垂直下降速度的旋翼拉力和旋翼功率均方根误差变化情况. 由图6、7可明显看出, 旋翼拉力和旋翼功率的均方根误差随下降速度的变化趋势与载荷变化趋势一致, 拉力和功率降到最低点对应着均方根误差的最大状态, 表示此时旋翼产生非周期性的、幅度变化较大的拉力, 旋翼功率也相应非周期变化, 此现象对应于直升机飞行出现“涡环状态”的“机体摇晃、振动剧烈”. 而后, 当风速达到11.5 m/s后, 旋翼拉力和旋翼功率变化幅度减小.

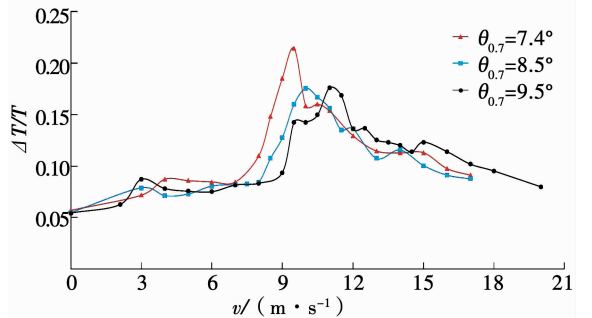


图6 不同总距、垂直下降速度的旋翼拉力均方根曲线误差对比

Fig. 6  $\Delta T/T$  curve comparison of Bo-105 rotor model at different  $\theta_{0.7}$  and  $v$  in vertical descent

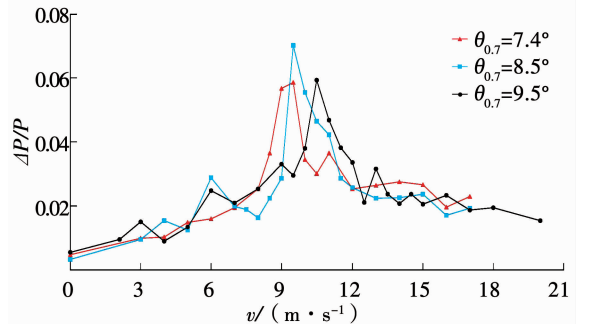


图7 不同总距、垂直下降速度的旋翼功率均方根误差曲线对比

Fig. 7  $\Delta P/P$  curve comparison of Bo-105 rotor model at different  $\theta_{0.7}$  and  $v$  in vertical descent

上述垂直下降状态气动载荷分析,定量给出了 Bo-105 旋翼垂直下降状态的旋翼载荷变化趋势和脉动幅度,解释了直升机垂直下降状态出现的颠簸、拉力不足等现象.若要进一步解释其产生的原因和规律,须从其气流环境分析其流动机理.

### 3 垂直下降状态流场特性分析

本文给出了旋翼总距  $\theta_{0.7} = 7.4^\circ$  (对应的悬停状态拉力系数为  $C_T = 0.0080$ ) 时,垂直下降速度  $v = 0, 3, 8, 9, 17 \text{ m/s}$  的 PIV 试验结果.图 8 为悬停状态的 PIV 原始图,由图 8 可以看出,悬停时的流场具有清晰的滑流边界,桨盘下方的前 4 个涡元是由 4 片桨叶拖出的桨尖涡,各桨尖涡的涡龄角相差  $90^\circ$ ,且滑流边界的桨尖涡从上至下整齐排列,并在内侧诱导出很强的下洗速度.图 9 为悬停状态 PIV 速度矢量图,以下给出的流场矢量图均为瞬时结果,未按时间进行平均,其中,虚线代表旋翼桨盘位置(此处未考虑挥舞变形),圆圈代表桨尖涡,其半径大小不代表桨尖涡涡核半径大小,桨尖涡位置由涡量极值确定,即

$$\omega_z = \frac{dv}{dx} - \frac{du}{dy}. \quad (1)$$

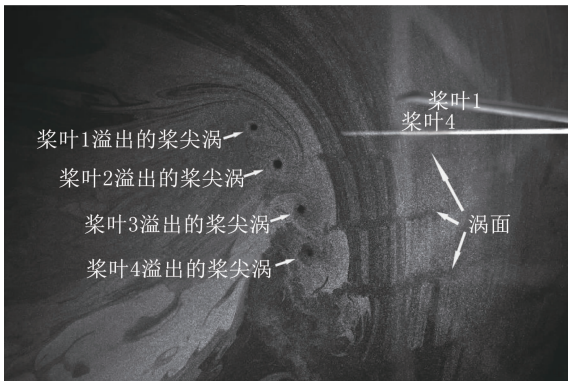


图 8 悬停状态 PIV 原始图

Fig. 8 PIV original picture at hovering status

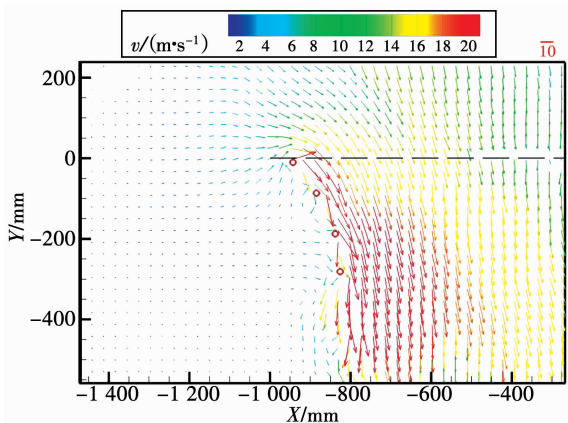


图 9 悬停状态速度矢量图

Fig. 9 Velocity vector picture at hovering status

采用搜寻各节点涡量极值的方法来判断 PIV 试验中涡核位置存在一定的离散误差,得到的涡量不是连续的.一般通过加权平均公式来计算涡量中心,进而得到涡核位置,对于二维问题,涡量位置采用下式来确定<sup>[15]</sup>(后文均采用此种方法确定桨尖涡核位置).

$$CV = \frac{\sum_k (\omega_z)_k \cdot (x_k, y_k)}{\sum_k (\omega_z)_k}. \quad (2)$$

式中  $k$  为参与计算网格节点总数目.

由图 9 悬停状态速度矢量图可以看出,旋翼尾流均是尾迹收缩、流速增加,且不同瞬时的悬停流场特征基本一致,体现了悬停状态的准定常特性.

图 10、11 分别为在  $3 \text{ m/s}$  的垂直下降速度下的速度矢量图和流线图.综合图 10、11 可以看出,桨尖涡相对桨盘的位置被抬高,距离桨盘更近,且由于在向上自由来流作用下,螺旋形的桨尖涡结构被“压缩”,各桨尖涡之间间距减小,产生“涡对”现象,进而使桨尖涡的结构发生动态畸变,呈现高度非定常的特点.另外,可以看出,此垂直下降速度下,“涡对”一般不会超过桨盘平面,但其结构的动态变化会引起桨盘诱导速度的变化,致使拉力和功率的均方根误差值有所增加.

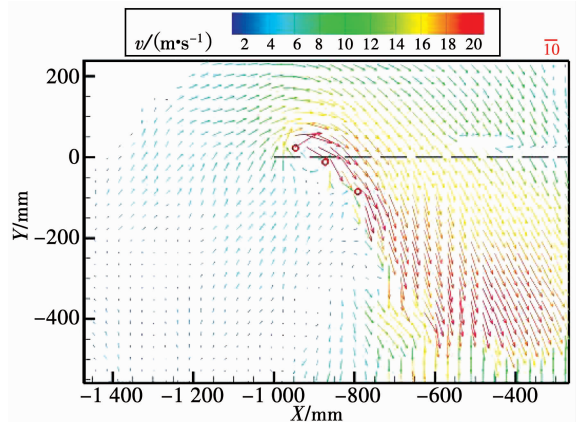


图 10 垂直下降状态速度矢量图 ( $v = 3 \text{ m/s}$ )

Fig. 10 Velocity vector picture at vertical descending status ( $v = 3 \text{ m/s}$ )

图 12、13 分别为垂直下降速度为  $8 \text{ m/s}$  时,两个不同时刻的速度矢量图.由图 12、13 可以看出,同一状态不同时刻的速度矢量差别较大,桨尖涡位置亦不重合,表明其流场结构不稳定.流场特性的巨大差异势必导致旋翼气动载荷的波动,这与图 6、7 的旋翼拉力和旋翼功率的均方根误差值大大增加相互印证.另外,还可以看出,  $t_1$  时刻生成的桨尖涡位于桨盘下方,该时刻下洗流场的边界较  $t_2$  时刻的更靠外侧,且  $t_1$  时刻的桨盘垂向速度分布与悬停时差别

不大,但其内侧向下的垂向速度则大大增加; $t_2$ 时刻生成的桨尖涡位于桨盘上方,并随即被卷入桨盘下方,此时桨盘上的最大垂向速度位置以及整个下洗流边界向内侧移动。值得注意的是,此刻桨-涡干扰现象严重,将会产生较大的脉冲噪声和高频的振动载荷。

图14~16分别为垂直下降速度为9 m/s时,3个不同时刻的速度矢量图。由图14~16可以看出,此下降速度下,3个时刻的流场结构差异巨大,形成的巨大“气泡”(即“涡环”)盘踞在桨盘附近,导致旋翼拉力和旋翼功率均方根误差值急剧增加,这也与图6、7的结果相互印证。

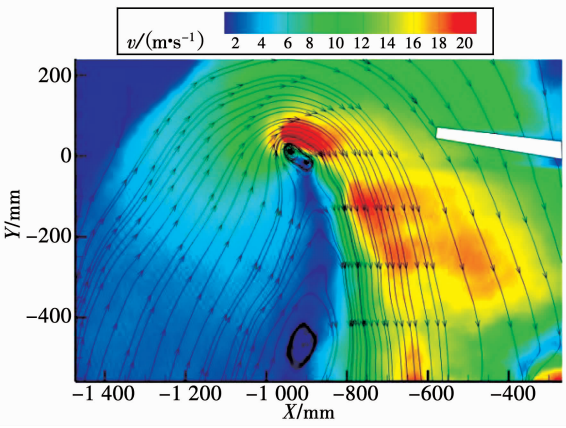


图11 垂直下降状态流线图 ( $v = 3 \text{ m/s}$ )

Fig. 11 Streamline contours at vertical descending status ( $v = 3 \text{ m/s}$ )

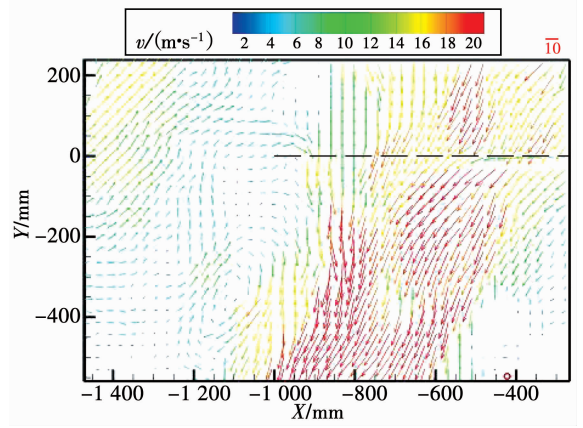


图14 垂直下降状态速度矢量图 ( $v = 9 \text{ m/s}, t_1$ 时刻)

Fig. 14 Velocity vector picture at vertical descending status ( $v = 9 \text{ m/s}, \text{Time } t_1$ )

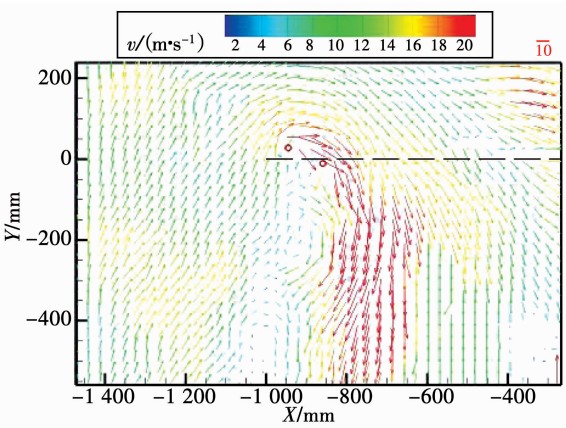


图12 垂直下降状态速度矢量图 ( $v = 8 \text{ m/s}, t_1$ 时刻)

Fig. 12 Velocity vector picture at vertical descending status ( $v = 8 \text{ m/s}, \text{Time } t_1$ )

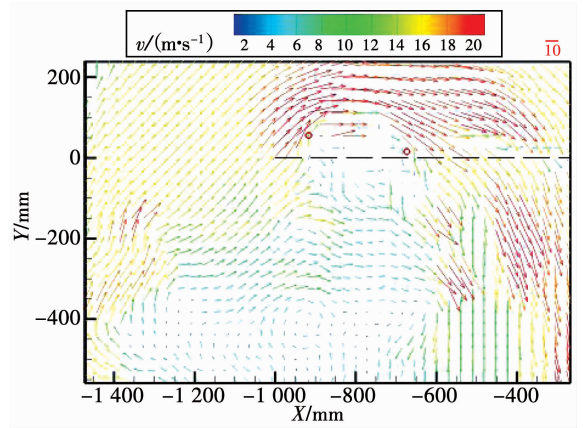


图15 垂直下降状态速度矢量图 ( $v = 9 \text{ m/s}, t_2$ 时刻)

Fig. 15 Velocity vector picture at vertical descending status ( $v = 9 \text{ m/s}, \text{Time } t_2$ )

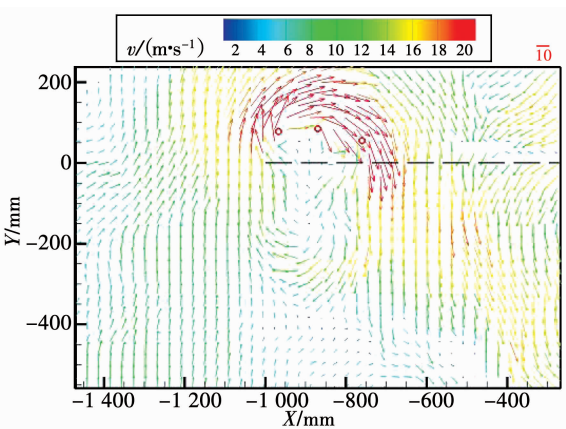


图13 垂直下降状态速度矢量图 ( $v = 8 \text{ m/s}, t_2$ 时刻)

Fig. 13 Velocity vector picture at vertical descending status ( $v = 8 \text{ m/s}, \text{Time } t_2$ )

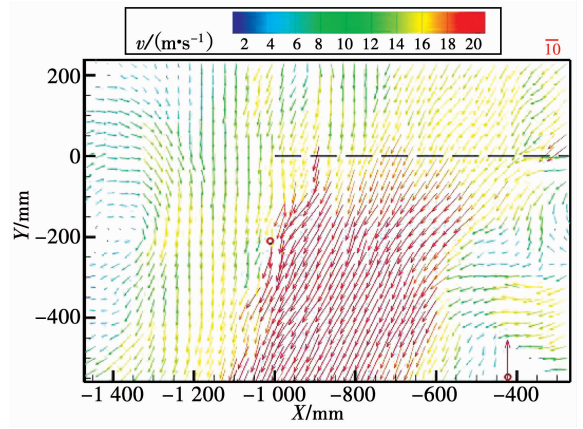


图16 垂直下降状态速度矢量图 ( $v = 9 \text{ m/s}, t_3$ 时刻)

Fig. 16 Velocity vector picture at vertical descending status ( $v = 9 \text{ m/s}, \text{Time } t_3$ )

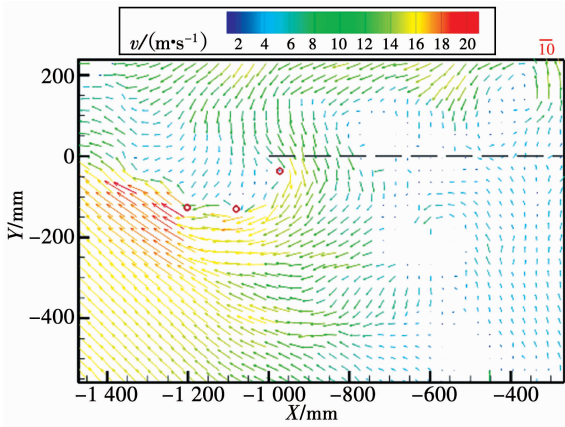


图 17 垂直下降状态速度矢量图 ( $v = 17 \text{ m/s}$ ,  $t_1$  时刻)

Fig. 17 Velocity vector picture at vertical descending status ( $v = 17 \text{ m/s}$ , Time  $t_1$ )

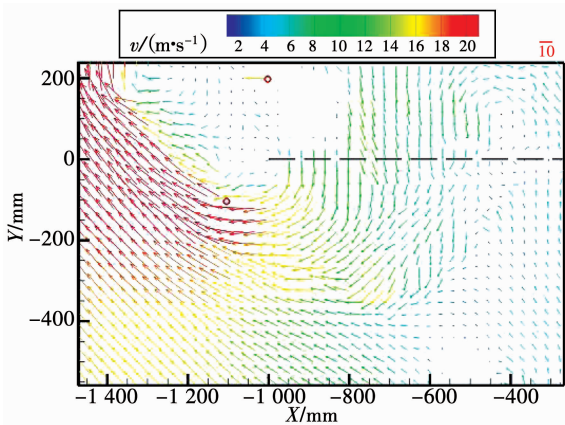


图 18 垂直下降状态速度矢量图 ( $v = 17 \text{ m/s}$ ,  $t_2$  时刻)

Fig. 18 Velocity vector picture at vertical descending status ( $v = 17 \text{ m/s}$ , Time  $t_2$ )

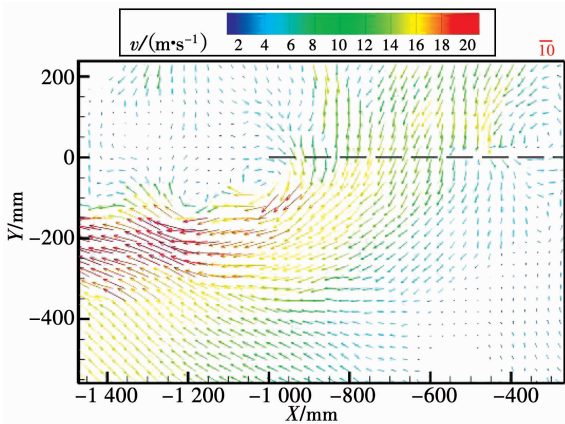


图 19 垂直下降状态速度矢量图 ( $v = 17 \text{ m/s}$ ,  $t_3$  时刻)

Fig. 19 Velocity vector picture at vertical descending status ( $v = 17 \text{ m/s}$ , Time  $t_3$ )

图 17 ~ 19 分别为垂直下降速度为  $17 \text{ m/s}$  时, 3 个不同时刻的速度矢量图。由图 17 ~ 19 可以看出, 虽然在不同时刻桨尖涡相对桨盘的位置不同, 但流场的结构基本一致, 故其旋翼拉力和旋翼功率均方根误差值差别较小。同时, 由图 17 ~ 19 还可以看出, 该垂直下降速度下, 桨尖涡在较大的向上来流作

用下向上方运动, 并且未被卷入桨盘内; 桨盘上分布的向下的垂向速度比悬停时减小, 而且在桨盘内侧出现向上的速度, 并分布有旋转方向与桨尖涡旋转方向相反的涡, 这是向上的风洞来流和向下的诱导速度相遇产生的。而且在桨盘内侧出现向上的速度会对旋翼产生一个向上的推力, 从而使较小的旋翼功率能产生较大的旋翼拉力, 与图 4、5 的结果相互印证。

## 4 结 论

1) 旋翼模型垂直下降速度达到  $8 \text{ m/s}$  后, 拉力和功率急剧下降, 其各自均方根误差值显著增大; 当垂直下降速度在  $9.5 \sim 11.5 \text{ m/s}$  区间时, 拉力和功率下降到最低点, 其各自均方根误差值亦达到最大, 表明此时的旋翼拉力和功率波动剧烈。

2) 旋翼模型总距越小, 对应的旋翼拉力随垂直下降速度增大而迅速减小, 越易进入“涡环状态”。桨尖涡的结构是不稳定的, 这种不稳定与相邻桨尖涡之间的距离成反比; 当相邻桨尖涡靠近时, 会产生“涡对”结构, 进而诱导桨尖涡结构发生变化。大视场 PIV 试验测量系统能捕捉到尺度较大的涡环, 有助于对该状态的流场结构进行详细研究。

3) 桨尖涡聚集形成“涡环”以及涡环结构的动态演化是引起进入涡环状态后旋翼性能突变的关键因素。

4) 当来流速度为  $17 \text{ m/s}$  时, 桨尖涡系不在桨盘附近聚集而向桨盘平面上方运动, 并且来流速度可抵消旋翼产生的诱导速度, 并在桨盘内侧出现向上的速度, 从而对旋翼产生一个向上的推力, 使较小的旋翼功率能产生较大旋翼拉力。

## 参 考 文 献

- [1] JOHNSON W. Helicopter theory [M]. Princeton: Princeton University Press, 1980
- [2] 王适存. 直升机空气动力学 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1985: 135  
WANG Shicun. Helicopter aerodynamics [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1985: 135
- [3] 孙文胜, 林明. 直升机飞行中的涡环状态研究 [J]. 系统工程与电子技术, 2004, 26(9): 1319  
SUN Wensheng, LIN Ming. Research of vortex-ring state of helicopter flight [J]. Systems Engineering and Electronics, 2004, 26(9): 1319. DOI:10.3321/j.issn:1001-506X.2004.09.045
- [4] 邹元振, 陈宣友. “超黄蜂”直升机飞行事故探讨 [J]. 直升机技术, 2011(2): 65  
ZOU Yuanzen, CHEN Xuanyou. Discussion of a “Super-wasp” helicopter flight accident [J]. Helicopter Technique, 2011(2): 65. DOI:10.3969/j.issn.1673-1220.2011.02.013

- [5] JAMES S. Experimental investigation of rotor vortex wakes in descent [C]//Proceedings of the 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2004: 297. DOI:10.2514/6.2004-297
- [6] 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. DOI:10.1017/S0022112005004155
- [7] 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  
XIN Hong, GAO Zheng. An experimental investigation on the boundary of helicopter vortex-ring state [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1995, 27(4): 439
- [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  
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. DOI:10.13700/j.bh.1001-5965.2012.05.001
- [9] 陆洋, 高正, 黄文明, 等. 直升机涡环状态边界的飞行试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2001, 33(5): 405  
LU Yang, GAO Zheng, HUANG Wenming, et al. Flight test investigation of helicopter vortex-ring state boundary [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2001, 33(5): 405. DOI:10.3969/j.issn.1005-2615.2001.05.001
- [10] 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  
SUN Wensheng. Experimental study of vertical-descent vortex-ring state for shipboard helicopte [J]. Journal of Experimental
- Mechanics, 2008, 23(4): 371
- [11] 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, 25(5): 94  
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. DOI:10.3969/j.issn.1672-9897.2013.05.018
- [12] 黄明其. 直升机风洞试验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014: 81  
HUANG Mingqi. Helicopter wind tunnel test [M]. Beijing: National Defence Industry Press. 2014: 81
- [13] 黄明其, 武杰, 何龙, 等. 旋翼模型悬停状态桨尖涡特性[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2018, 50(4): 124  
HUANG Mingqi, WU Jie, HE Long, et al. Blade tip vortex characteristics of rotor under hovering status [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2018, 50(4): 124. DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.201703089.
- [14] 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  
YANG Yongdong, WU Jie. Investigation of hovering rotor tip vortex [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2008, 22(3): 36. DOI:10.3969/j.issn.1672-9897.2008.03.008
- [15] BURLEY C L, BROOKS T F, van der WALL B G, 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. Bristol, England: NASA, 2002. DOI: 10.1260/147547206775220434

(编辑 张红)

(上接第98页)

- [7] MAILLOUX R J. Covariance matrix augmentation to produce adaptive array pattern troughs [J]. Electronics Letters, 1995, 31(10): 771. DOI:10.1049/el:19950537
- [8] ZATMAN M. Production of adaptive array troughs by dispersion synthesis [J]. Electronics Letters, 1995, 31(25): 2141. DOI: 10.1049/el:19951486
- [9] GUERCI J R. Theory and application of covariance matrix tapers for robust adaptive beamforming [J]. IEEE Transaction on Signal Processing, 1999, 47(4): 977. DOI:10.1109/78.752596
- [10] ZATMAN M, GUERCI J R. Comments on "Theory and application of covariance matrix tapers for robust adaptive beamforming" [with reply] [J]. IEEE Transaction on Signal Processing, 2000, 48(6): 1796. DOI:10.1109/78.845937
- [11] 李荣锋, 王永良, 万山虎. 自适应天线方向图干扰零陷加宽方法研究[J]. 现代雷达, 2003, 25(2): 42  
LI Rongfeng, WANG Yongliang, WAN Shanhu. Research on adapted pattern null widening techniques [J]. Modern Radar, 2003, 25(2): 42. DOI:10.3969/j.issn.1004-7859.2003.02.012
- [12] LU Dan, WU Renbiao, WANG Wenyi. Robust widen anti-jamming algorithm for high dynamic GPS [C]//Proceedings of the 11th International Conference on Signal Processing. Beijing: IEEE Press, 2012: 378. DOI:10.1109/cosp.2012.6491679
- [13] 武思军, 张锦中, 张曙. 阵列波束的零陷加宽算法研究[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2004, 25(5): 658.  
WU Sijun, ZHANG Jinzhong, ZHANG Shu. Research on beamforming of widen nulling algorithm [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2004, 25(5): 658. DOI: 10.3969/j.issn.1006-7043.2004.05.025
- [14] 张柏华, 马红光, 孙新利, 等. 高动态条件下统计空时零陷加宽方法[J]. 电子与信息学报, 2016, 38(4): 913  
ZHANG Baihua, MA Hongguang, SUN Xinli, et al. Space time null widening method of navigation receiver in missile for high dynamic conditions [J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2016, 38(4): 913. DOI:10.11999/JEIT150654
- [15] ZHANG Baihua, MA Hongguang, SUN Xinli, et al. Robust anti-jamming method for high dynamic global positioning system receiver [J]. IET Signal Processing, 2016, 10(4): 342. DOI:10.1049/iet-spr.2015.0122
- [16] 王妙, 方明. 一种基于降秩共轭梯度法的零陷加宽技术[J]. 电子信息对抗技术, 2011, 26(4): 14  
WANG Miao, FANG Ming. A novel null broadening technique based on reduced-rank conjugate gradient algorithm [J]. Electronic Information Warfare Technology, 2011, 26(4): 14
- [17] 柯熙政, 刘娜. 卫星导航自适应抗干扰算法及零陷加宽研究 [J]. 电子测量与仪器学报, 2010, 24(12): 1082  
KE Xizheng, LIU Na. Research on adaptive anti-jamming and null widening algorithm for satellite navigation [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrument, 2010, 24(12): 1082. DOI: 10.3724/SP.J.1187.2010.01082

(编辑 张红)