



垂直下降状态下螺旋桨气动特性及涡环特征

高泽明 邵雪明 王家鼎 曾丽芳 黎军

Aerodynamic characteristics and vortex ring features of propeller in vertical descent

GAO Zeming, SHAO Xueming, WANG Jiading, ZENG Lifang, LI Jun

引用本文:

高泽明, 邵雪明, 王家鼎, 等. 垂直下降状态下螺旋桨气动特性及涡环特征[J]. 空气动力学学报, 2025, 43(1): 1–11. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2024.0009

GAO Zeming, SHAO Xueming, WANG Jiading, et al. Aerodynamic characteristics and vortex ring features of propeller in vertical descent[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2025, 43(1): 1–11. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2024.0009

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2024.0009>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

直升机旋翼涡环状态的气动噪声特性

Investigation of helicopter rotor aeroacoustic characteristics in vortex ring state

空气动力学学报. 2022, 40(6): 83–91 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0113>

桨叶数目对对转螺旋桨气动和噪声特性的影响

Influence of the number of blades on aerodynamic and noise characteristics of counter-rotating propeller

空气动力学学报. 2023, 41(12): 61–73 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2022.0205>

共轴对转螺旋桨气动与噪声特性研究进展

Review of aerodynamic and aeroacoustics characteristics of counter rotating propellers

空气动力学学报. 2023, 41(10): 100–125 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2023.0054>

考虑滑流影响的分布式螺旋桨布局优化设计

Optimal design of distributed propeller layout considering slipstream effect

空气动力学学报. 2021, 39(3): 71–79 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2020.0189>

螺旋桨气动参数与飞机综合设计技术

Research on propeller parameters and integrated design with aircraft

空气动力学学报. 2023, 41(10): 88–99 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2023.0046>

现代航空螺旋桨气动、噪声与优化设计的研究进展

Research progress on aerodynamics, noise and optimization design for modern aviation propellers

空气动力学学报. 2023, 41(10): 62–78 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2023.0058>

地址: 四川省绵阳市二环路南段8号11信箱9分箱

电话: 0816-2463375

Email: kqdlxxb@163.com



关注微信公众号

获得更多资讯信息

文章编号: 0258-1825(2025)01-0001-11

垂直下降状态下螺旋桨气动特性及涡环特征

高泽明, 邵雪明, 王家鼎, 曾丽芳*, 黎 军

(浙江大学 航空航天学院, 杭州 310027)

摘 要:螺旋桨在垂直下降状态下极易进入涡环状态, 从而引起复杂的空气动力学特性。采用黏性涡粒子方法(viscous vortex particle method, VVPM), 对 APC thin electric 10X7 螺旋桨在不同垂直下降率下的气动特性和涡环特征开展研究。结果表明:螺旋桨气动特性容易受到下降率的影响, 当下降率增加时, 拉力呈现先略增大再减小后增大的趋势, 同时尾迹压缩效应逐渐增强, 涡环中心逐渐上移。在此过程中, 涡环先后经历了悬停状态、涡环前期、涡环初期、深度涡环和类风车流动状态, 涡环特征从管状螺旋桨下洗涡逐渐演变成螺旋桨与环形涡并存, 再到完全涡环结构, 最后涡系结构移动至桨盘上方。涡场拓扑结构的演变直接影响螺旋桨的气动特性, 当桨盘附近尾迹为管状螺旋桨涡结构时, 螺旋桨气动特性变化不明显; 随着下降率的增加, 逐渐演变出的环形涡会严重影响螺旋桨的气动特性, 表现为拉力骤降, 尾迹压缩效应增强, 回流区包裹桨盘; 随着下降率进一步增加, 涡系结构到达桨盘上方, 螺旋桨进入类风车状态, 气动特性逐渐增大。

关键词:涡环状态; 螺旋桨; 黏性涡粒子; 气动特性; 涡环特征

中图分类号: V211.52 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2024.0009

Aerodynamic characteristics and vortex ring features of propeller in vertical descent

GAO Zeming, SHAO Xueming, WANG Jiading, ZENG Lifang*, LI Jun

(School of Aeronautics and Astronautics, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China)

Abstract: Propellers are susceptible to entering the perilous vortex ring state during vertical descent, a phenomenon that results in complex aerodynamic characteristics that remain incompletely understood. Utilizing the viscous vortex particle method (VVPM), a thorough investigation was conducted on the aerodynamic characteristics and vortex ring features of the APC thin electric 10X7 propeller at different vertical descent rates. Results show that the propeller's aerodynamic characteristics are highly susceptible to changes in the descent rate. Specifically, as the vertical descent rate increases, the thrust initially experiences a slight increase, followed by a decrease, and ultimately a subsequent increase. Concurrently, the wake compression effect becomes progressively more pronounced, and the vortex ring center gradually shifts upwards. During this process, the vortex ring state transitions sequentially from hovering to a fully developed state, and ultimately transforms into a windmill-like flow state. The wake fields of the propeller gradually change from tubular helicoidal downwash vortical structures to a coexistence of tubular and toroidal vortical structures, and then to fully toroidal ones, which finally migrate completely to the top of the propeller disk. Such a topological evolution of the vortex field has a direct impact on the propeller's aerodynamic characteristics. Tubular helicoidal vortical structures exert negligible influence, while toroidal vortical structures have a significant impact as the descent rate increases,

收稿日期: 2024-01-18; 修订日期: 2024-03-05; 录用日期: 2024-04-11; 网络出版时间: 2024-08-01

基金项目: 国家自然科学基金(12202384, U2241274); 中国空气动力研究与发展中心旋翼空气动力学重点实验室研究开放课题资助(RAL202302-2)

作者简介: 高泽明(1996—), 男, 博士研究生, 研究方向: 旋翼空气动力学. E-mail: gaozm_@zju.edu.cn

通信作者: 曾丽芳*(1991—)女, 助理研究员, 研究方向: 旋翼空气动力学. E-mail: lifang_zeng@zju.edu.cn

引用格式: 高泽明, 邵雪明, 王家鼎, 等. 垂直下降状态下螺旋桨气动特性及涡环特征[J]. 空气动力学学报, 2025, 43(1): 1–11.

GAO Z M, SHAO X M, WANG J D, et al. Aerodynamic characteristics and vortex ring features of propeller in vertical descent[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2025, 43(1): 1–11(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2024.0009

manifested in a sudden thrust decrease, the enhancement of the wake compression effect, the encirclement of propeller discs by backflows, and an increased aerodynamic force.

Keywords: vortex ring state; propeller; viscous vortex particle method; aerodynamic characteristics; vortex ring features

0 引言

旋翼类飞行器在垂直下降过程中容易陷入紊乱的流场,这种危险的飞行状态称为涡环状态。涡环的出现通常伴随着拉力骤降、低频俯仰和滚转振荡、机身振动等一系列不利影响,严重时会导致整机突然失控坠毁^[1-2]。涡环状态是限制旋翼类飞行器飞行包线、影响飞行安全的重要因素^[3]。因此,探究旋翼类飞行器的关键气动部件——螺旋桨在垂直下降状态下的气动特性和涡环特征显得十分重要。

目前对旋翼类飞行器涡环特征的研究主要包括试验和数值模拟两方面。试验研究方面,Meijer Drees 和 Hendal^[4]在风洞中观测到了直升机涡环状态下的流场特性,结果显示桨盘附近存在大尺度涡流的周期性破碎现象。Washizu 等^[5]发现旋翼进入涡环状态后,旋翼拉力呈现剧烈脉动,其大小呈周期性变化。Green 等^[6]使用粒子图像测速技术对轴向下落的旋翼流场进行了测量,发现了旋翼周围的环状涡流结构。在已有的试验结果基础上,相关学者提出了关于涡环速度边界的经验判据^[7-8]。

数值模拟研究方面,Leishman 等^[9]采用基于势流假设的非定常自由尾迹方法分析了涡环状态的演化机制,但是该方法无法考虑黏性效应对涡结构演化的影响,其模拟精度依赖于相关的经验参数^[10]。Dziubinski 和 Stalewski^[11]、Grzegorzczak^[12]通过求解定常 RANS 方程对旋翼的涡环状态开展研究,获得了流场中的平均环状气流,并分析了下降率对涡环状态的影响。王军杰等^[13]基于滑移网格方法模拟了倾转旋翼机的涡环状态,得到了涡环流场的演变规律。然而,基于 Euler 体系的计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)方法往往伴随由于数值格式导致的非物理耗散问题,使得捕捉的旋翼尾迹耗散较快,且计算成本过高^[14]。基于 Lagrangian 无网格方法的黏性涡粒子(viscous vortex particle method, VVPM)避免了基于网格离散求解导致的数值耗散问题,同时计算效率更快。近年来,学者们尝试将 VVPM 与其他方法结合以提升模拟精度,例如王亮权等^[15]采用 CFD/VVPM 耦合方法对直升机旋翼垂直下降时的涡环状态进行了数值模拟。然而,应用于旋翼无人机的螺旋桨通常是刚性的,展弦比小,弦长和扭转角变化较大,

因而其空气动力学特性与直升机旋翼有一定不同^[16]。

鉴于目前对旋翼无人机螺旋桨垂直下降状态下的涡环特征研究较少,同时未建立涡环特征和气动特性之间的关联,因此本文将采用 VVPM/非定常面元耦合模型对垂直下降状态下的旋翼无人机螺旋桨气动特性和涡环特征开展相关模拟研究。明确螺旋桨在不同下降率下的涡环特征变化将有利于旋翼类无人机涡环状态改出,并优化飞行轨迹,进一步发挥旋翼类无人机的机动性优势。

1 数值计算方法

本文数值模拟策略为:采用非定常面元法对螺旋桨桨叶和尾随涡面进行模拟,采用 VVPM 方法模拟尾随涡面脱出的尾迹。为确保涡量守恒,基于尾涡面元和涡量强度等价原则建立面元法和涡粒子法之间的耦合关系。

1.1 非定常面元法

根据格林函数特性,速度势函数的解可通过物面和尾迹面上的一系列汇面元和偶极子叠加表示,即:

$$\phi(x, y, z, t) = \frac{1}{4\pi} \int_{S_B} \mu \mathbf{n} \cdot \nabla \left(\frac{1}{r} \right) dS - \frac{1}{4\pi} \int_{S_W} \sigma \left(\frac{1}{r} \right) dS + \frac{1}{4\pi} \int_{S_W} \mu \mathbf{n} \cdot \nabla \left(\frac{1}{r} \right) dS \quad (1)$$

式中: S_B 为桨叶物面; S_W 为尾迹面; μ 为偶极子强度; $\mathbf{n}$ 为物面法向矢量; $\mathbf{r}$ 为位置矢量; σ 为汇面元强度。

对方程分别施加物面边界条件和远场边界条件。物面边界条件规定相对于桨叶物面的法向速度为零,即:

$$\frac{\partial \phi}{\partial \mathbf{n}} = \mathbf{v}_B \cdot \mathbf{n} \quad (2)$$

式中, $\mathbf{v}_B$ 为物面上的速度矢量。

远场边界条件规定无穷远处的流体对桨叶的扰动忽略不计,即:

$$\lim_{r \rightarrow \infty} \nabla \phi = 0 \quad (3)$$

根据黎曼边界条件和桨叶后缘库塔条件,可将上式转化为代数式,进一步求得螺旋桨桨叶的 σ 和 μ 分布,然后根据非定常伯努利方程计算螺旋桨表面压力

分布, 压力系数表示为:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\rho v_\infty^2 / 2} = 1 - \frac{\|v\|^2}{\|v_\infty\|^2} - \frac{2}{\|v_\infty\|^2} \cdot \frac{\partial \phi}{\partial t} \quad (4)$$

式中, p 为当地压力, p_∞ 为远场压力, ρ 为空气密度, v 为当地速度, v_∞ 为远场速度。根据此压力系数可以求得桨叶表面的气动力载荷。

1.2 黏性涡粒子法 (VVPM)

采用 VVPM 方法^[17-19]来描述螺旋桨尾迹。对于不可压的黏性尾迹涡, 按照速度-涡量形式的 Navier-Stokes 方程(涡量输运方程)进行描述, 即:

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla \omega = \omega \cdot \nabla \mathbf{u} + \nu \nabla^2 \omega \quad (5)$$

式中, ω 为涡量; $\mathbf{u}$ 为当地速度; ν 为运动黏度。等式右端第一项为拉伸项, 表示拉伸及弯曲对当地涡量的影响; 第二项为黏性扩散项, 代表了空气黏性对尾迹涡扩散效应的影响。

在拉格朗日描述体系下, 将连续的涡量场离散为携带一定涡量、体积和质量的粒子, 此时空间某一点在 t 时刻的涡量表示为:

$$\omega(\mathbf{x}, t) = \sum_{p=1}^N \alpha_p(t) \eta_\varepsilon[\mathbf{x} - \mathbf{x}_p(t)] \quad (6)$$

式中, N 为离散涡元数, α_p 为对应涡元的环量值, $\mathbf{x}_p$ 为第 p 个涡粒子的空间位置, η_ε 为高斯光滑分布函数(截断函数), 表达式为:

$$\eta_\varepsilon(d) = \frac{1}{(2\pi)^{3/2} \varepsilon^3} e^{-d^2/2} \quad (7)$$

式中, ε 为光滑参数; $d = |\mathbf{x} - \mathbf{x}_p|/\varepsilon$ 为无量纲距离。

基于以上涡量场重构, 涡量方程可离散为:

$$\frac{d\mathbf{x}}{dt} = \mathbf{u}(\mathbf{x}, t) = \mathbf{u}_\infty + \mathbf{u}_{\text{ind}} \quad (8)$$

$$\frac{d\alpha}{dt} = \alpha \cdot \nabla \mathbf{u} + \nu \nabla^2 \alpha \quad (9)$$

式中, $\mathbf{u}_\infty$ 为自由来流速度, $\mathbf{u}_{\text{ind}}$ 为当地诱导速度。式(8)描述的是涡量的输运(对流)效应, 式(9)描述的是涡量的拉伸和黏性耗散效应。

对式(8)采用四阶 Runge-Kutta 积分得到涡粒子的空间位置 $\mathbf{x}(t)$, 根据 Biot-Savart 定律求得当地诱导速度。对式(9)右端第一项采用直接求解法, 对速度梯度进行求解, 则涡量拉伸项可表示为:

$$\left. \frac{d\alpha}{dt} \right|_{\text{ST}} = [\nabla \mathbf{u}(\mathbf{x}, t)]^T \alpha_p \quad (10)$$

式中, 下标 “ST” 表示拉伸, $[\nabla \mathbf{u}]$ 表示元素为 $(\partial u_i / \partial x_k)_{i,k}$ 的矩阵。

对式(9)右端第二项采用粒子强度交换法进行求解, 进一步对涡量场积分:

$$\left. \frac{d\alpha_i}{dt} \right|_{\text{Diff}} = \frac{2\nu}{\varepsilon^2} \sum_j \eta_\varepsilon(\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j) (S_i \alpha_j - S_j \alpha_i) \quad (11)$$

式中, 下标 “Diff” 表示不同位置处的涡量场, α_i 、 α_j 、 $\mathbf{x}_i$ 、 $\mathbf{x}_j$ 、 S_i 、 S_j 分别为第 i 、 j 个涡粒子的涡量、位置和体积。

1.3 耦合求解方法

涡量场由螺旋桨桨叶表面的偶极子面元、尾缘偶极子面元(库塔面元)、过渡面元以及离散涡粒子组成。其中, 叶片面元和尾缘脱出的偶极子面元构成每一个时间步需要求解的未知面元强度, 过渡面元是等效为黏性涡粒子的面元, 其强度和位置均由非定常面元法求解得出, 在过渡面元之后的涡量场根据强度等价原则由涡粒子代替并进行离散, 其非定常特性由 VVPM 方法求出, 由此建立了 VVPM 方法和非定常面元法的耦合关系。

2 方法验证

研究螺旋桨在不同垂直下降率下的气动特性需要分析无来流状态(悬停)和有来流状态, 本文分别对 Caradonna-Tung 旋翼悬停和 APC thin electric 10X7 螺旋桨前飞状态进行了算例验证。

2.1 Caradonna-Tung 旋翼悬停验证

采用 VVPM 方法对 Caradonna-Tung 旋翼^[20](下文简称为 C-T 旋翼)进行悬停状态下的气动性能验证。C-T 旋翼有两片桨叶, 半径 R 为 1.143 m, 弦长为 0.1905 m, 桨叶无负扭转, 总距角 $\theta_0 = 8^\circ$, 桨尖马赫数 $Ma = 0.439$ 。图 1 所示为典型径向位置处 C-T 旋翼压力系数的 VVPM 计算值与 CFD 计算值、试验值的对比。从图中可见, 本文的 VVPM 方法能够比较准确地预测 C-T 旋翼上翼面的吸力峰值和逆压梯度趋势, 证明了本文的 VVPM 方法对无来流状态下的旋翼气动性能的计算是准确的。

图 2 给出了总距角为 8° 时 C-T 旋翼桨尖涡径向位置 r 和轴向位置 z 随涡龄角的变化。可以看出, 在 $0^\circ \sim 360^\circ$ 的涡龄角范围内, VVPM 计算值和试验值吻合较好。尽管有一定差异, 但这是因为旋翼尾迹固有的不稳定特性引起了尾迹边界不确定性。

2.2 APC thin electric 10X7 螺旋桨前飞验证

采用 VVPM 对 APC thin electric 10X7 螺旋桨^[21]

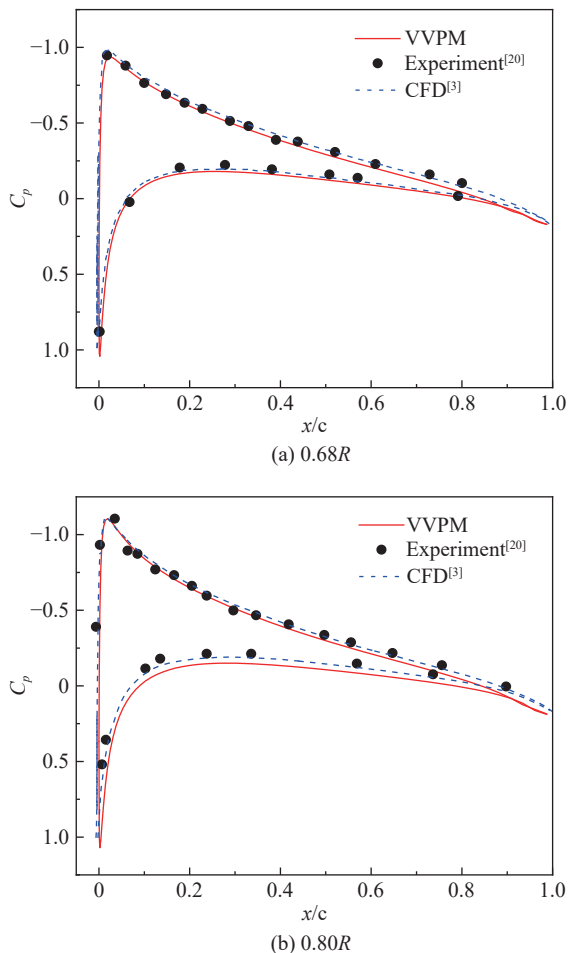


图1 桨叶表面压力系数对比

Fig. 1 Comparison of blade surface pressure coefficients

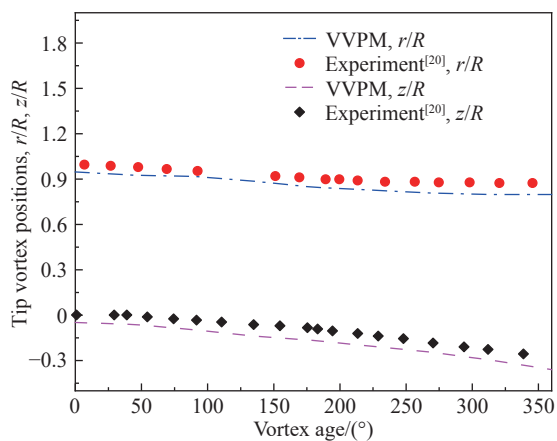


图2 桨尖涡环迹对比

Fig. 2 Comparison of tip-blade vortex trajectories

(下文简称为 APC 10X7 螺旋桨)进行前飞状态下的气动性能验证。螺旋桨半径为 0.127 m, 转速为 6020 rpm, 根切值为 15%, 前进比 J 的计算范围为 0.1~0.48。

图3所示为不同前进比下 APC 10X7 螺旋桨的拉力系数和功率系数 VVPM 计算值与试验值的对比。尽管在小前进比下 VVPM 对拉力系数的预测存在一

定误差,但是拉力系数和功率系数的平均相对误差均在 3% 以内,符合计算误差范围要求。

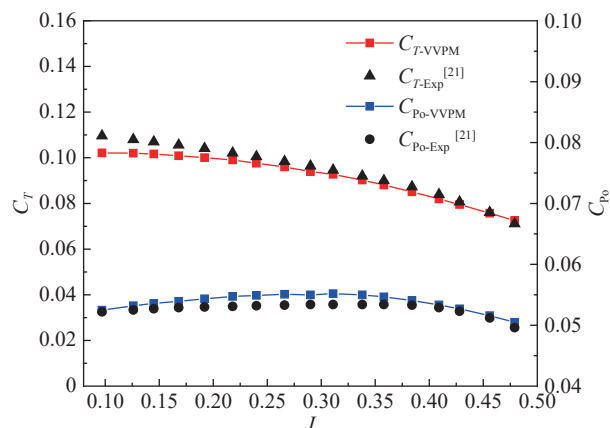


图3 拉力系数和功率系数随前进比的变化

Fig. 3 Variations of thrust and power coefficients with advance ratio

图4所示为不同前进比下 APC 10X7 螺旋桨前飞效率的 VVPM 计算值与试验值的对比。由图可知,计算值与试验值的对比结果良好,进一步证明了本文 VVPM 方法对来流状态下的螺旋桨气动性能的计算是准确的。

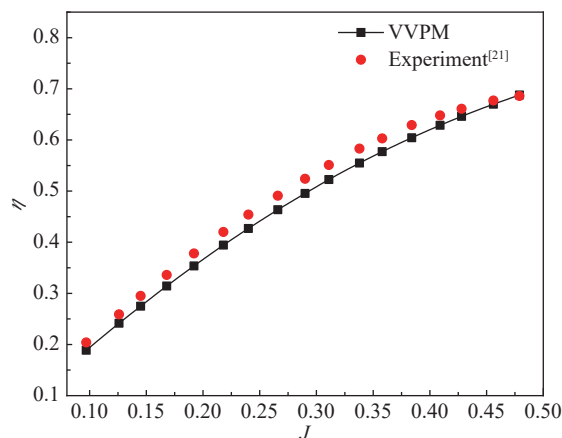


图4 前飞效率随前进比的变化

Fig. 4 Variation of forward flight efficiency with advance ratio

综上,通过 C-T 旋翼的悬停算例和 APC 10X7 螺旋桨的前飞算例证明了本文 VVPM 方法的准确性,后文将基于该方法对螺旋桨在不同垂直下降率下的气动特性和涡环特征进行分析。

3 结果分析

基于 VVPM 方法,以 APC 10X7 螺旋桨为研究对象,对该螺旋桨在垂直下降状态下的气动特性和涡环特征进行了研究。计算工况包含悬停和施加均匀来流的垂直下降状态,转速为 6531 rpm,桨尖马赫数约

为0.25,螺旋桨表面的流动主要为附着流,其在不同垂直下降率下的流场特性可近似为不可压和小分离流动。

3.1 不同垂直下降率下的气动特性

VVPM方法是在拉格朗日体系下的一类无网格CFD计算方法,通过监测流体质点运动规律确定流场的运动特性,仅需要考虑涡量不为零的流场区域,因此具有更高的计算效率。VVPM方法只需要对面元网格进行离散:计算模型的各片桨叶弦向分段为20,展向分段为34,螺旋桨一共由1360个面元组成。时间步长为 5° ,模拟10圈。垂直下降率 V_i 定义如下:

$$V_i = V_d / V_h \quad (12)$$

式中: V_d 为垂直下降速度, V_h 为悬停诱导速度。本文下降率 V_i 的计算范围为 $0 \sim 2$,其中悬停诱导速度 V_h 在悬停工况下计算得到。

根据动量理论可知,旋翼悬停状态下的诱导速度 V_h 可表示为:

$$V_h = (C_{T,h}/2)^{1/2} V_t \quad (13)$$

式中: $C_{T,h}$ 为悬停拉力系数; V_t 为桨尖速度,m/s。 $C_{T,h}$ 计算式如下:

$$C_{T,h} = T_h / \rho A V_t^2 \quad (14)$$

式中: T_h 为悬停拉力,N; A 为桨盘面积, m^2 。

采用VVPM计算APC 10X7螺旋桨在6531 rpm下的悬停拉力,得到 $C_{T,h}$ 为0.01605,进一步根据式(12)可知悬停诱导速度 V_h 为7.78 m/s。在桨盘下方(除15%根切区域外)沿径向布置147个监测点,监测轴向诱导速度分布并取最后一圈的时均值,结果如图5所示。由图可知,螺旋桨下方尾迹流动为双射流,监测得到的轴向诱导速度平均值($V_m = 7.62$ m/s)

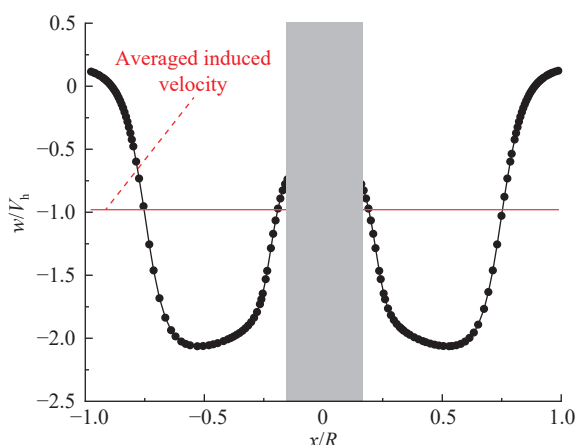


图5 螺旋桨桨盘下方轴向诱导速度分布

Fig. 5 Axial induced velocity distribution below the propeller disk

与动量理论求得的诱导速度($V_h = 7.78$ m/s)误差在2.1%左右,进一步证明了VVPM对螺旋桨尾迹模拟的准确性。

图6给出了APC 10X7螺旋桨在不同垂直下降率下的拉力系数收敛历程。拉力系数取最后两圈的平均值。 N_{rev} 表示旋转圈数。由图可知,当垂直下降率在1.00左右时,螺旋桨拉力系数波动幅度较大,说明此时桨盘附近的流场状态较为复杂;随着垂直下降率的进一步增加,拉力系数振荡幅度开始减小。

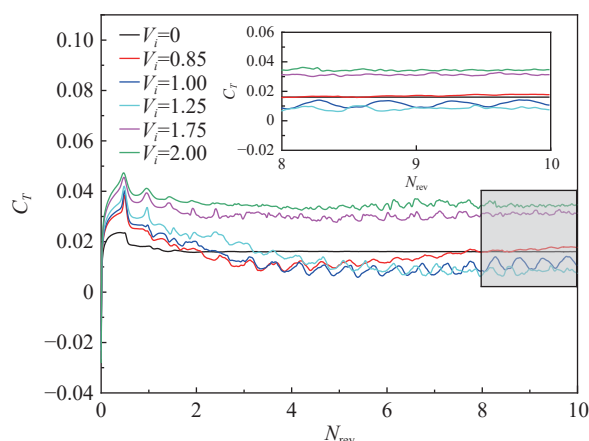


图6 不同垂直下降率下的拉力系数收敛历程

Fig. 6 Convergence histories of lift coefficient at different vertical descent rates

图7为螺旋桨拉力系数随垂直下降率的变化曲线,由图可知,随着垂直下降率的增加,螺旋桨拉力相对于悬停状态呈现先略增大再减小后增大的变化趋势。当垂直下降率 $V_i = 1.15$ 时,螺旋桨拉力损失相比悬停状态达到最大,为51.2%。

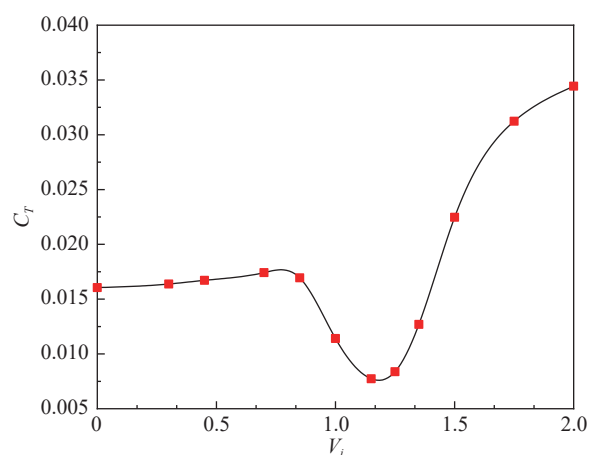


图7 不同垂直下降率下的拉力系数

Fig. 7 Lift coefficients at different vertical descent rates

分析尾迹速度场可以进一步明确不同垂直下降率导致螺旋桨拉力变化的气动机理。图8所示为不同垂直下降率下螺旋桨纵向对称面内的轴向速度(w)云图,其速度大小经悬停诱导速度($V_h = 7.78$ m/s)

作无量纲化处理。由图可知,随着垂直下降率的增加,螺旋桨桨盘下方的下洗区逐渐收缩,即尾迹压缩效应逐渐增强直至流动被自由来流主导。如图8(e)所示,与悬停状态相比,当垂直下降率 $V_i = 1.15$ 时,远

场尾迹在下降速度的影响下绕过桨盘,在其附近形成回流区并将桨盘完全包裹在一股速度向下的气流内,此时螺旋桨拉力损失最大。这也解释了图7中 $V_i = 1.15$ 时拉力损失最大的原因。

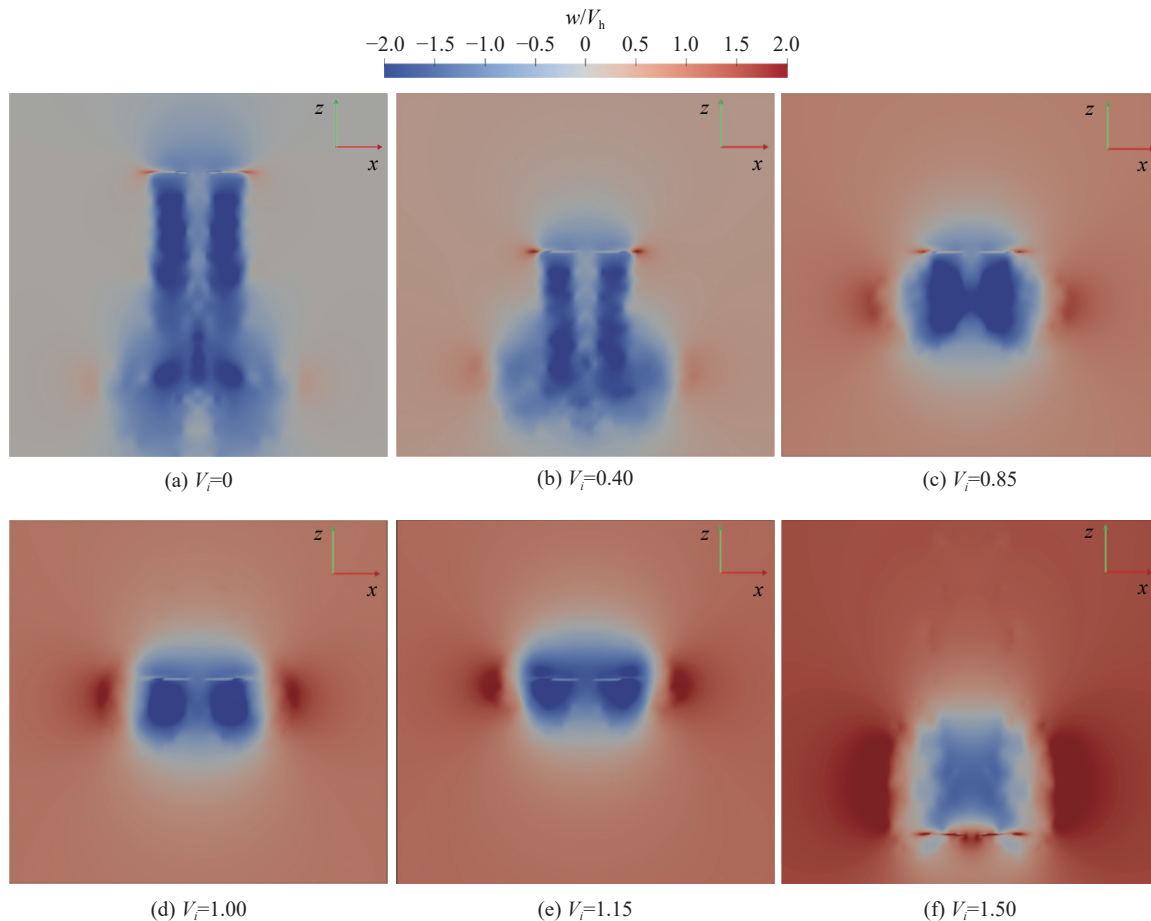


图8 不同垂直下降率下螺旋桨纵向对称面内的轴向速度云图

Fig. 8 Axial velocity in the longitudinal plane of propeller symmetry contours at different vertical descent rates

图9给出了不同垂直下降率下螺旋桨纵向对称面内的径向速度流线图,其速度(u_x)大小经悬停诱导速度($V_h = 7.78 \text{ m/s}$)作无量纲化处理。由图可知,随着垂直下降率的增大,螺旋桨尾迹涡环中心从下往上逐渐移动,直至到达桨盘上方,并且螺旋桨尾迹的径向速度在尾迹压缩效应的影响下逐渐增大。

此外,在不同垂直下降率下,单螺旋桨的涡环中心在径向未发生明显偏移,大致位置均在 $x/R = 1.25$ 处。因此,对不同垂直下降率下桨盘外侧 $x/R = 1.25$ 处的径向速度大小进行监测,并取最后一圈的平均值。当涡环中心的径向速度为0时,该处对应的垂向坐标即为涡环中心的位置。如图10所示,当垂直下降率 V_i 从0增大至1.15时,涡环中心(径向速度为0时对应的垂向位置)依次从 $z/R = -2.8$ 、 -2.0 、 -0.8 、 -0.33 移动至 $z/R = -0.04$ (桨盘位置);同时径向速

度大小在尾迹压缩效应的影响下逐渐增大,当垂直下降率 V_i 从0.4增加至1.15时,最大径向速度增加了73.8%,意味着在尾迹压缩效应的影响下螺旋桨桨盘附近逐渐形成了大范围的回流低压区,对应于图8(e)、图9(e)中 $V_i = 1.15$ 时螺旋桨桨盘附近的流动特征。这进一步说明了不同垂直下降率对螺旋桨气动特性的影响程度。

进一步地,对垂直下降率 $V_i = 1.15$ 时,螺旋桨径向 $0.75R$ 和 $0.95R$ 处的上下表面压力系数进行监测,结果如图11所示。由图可知,相比悬停状态,螺旋桨桨尖位置($r/R = 0.95$)和桨中位置($r/R = 0.75$)压力系数在桨盘涡环聚集的影响下均大幅减小,这意味着此时桨叶拉力出现了较大的损失。由螺旋桨在垂直下降率 $V_i = 1.15$ 时的表面压力云图(图12)可知,螺旋桨上表面低压区和下表面高压区面积均减小,进一步证明了螺旋桨桨盘附近回流区的存在。

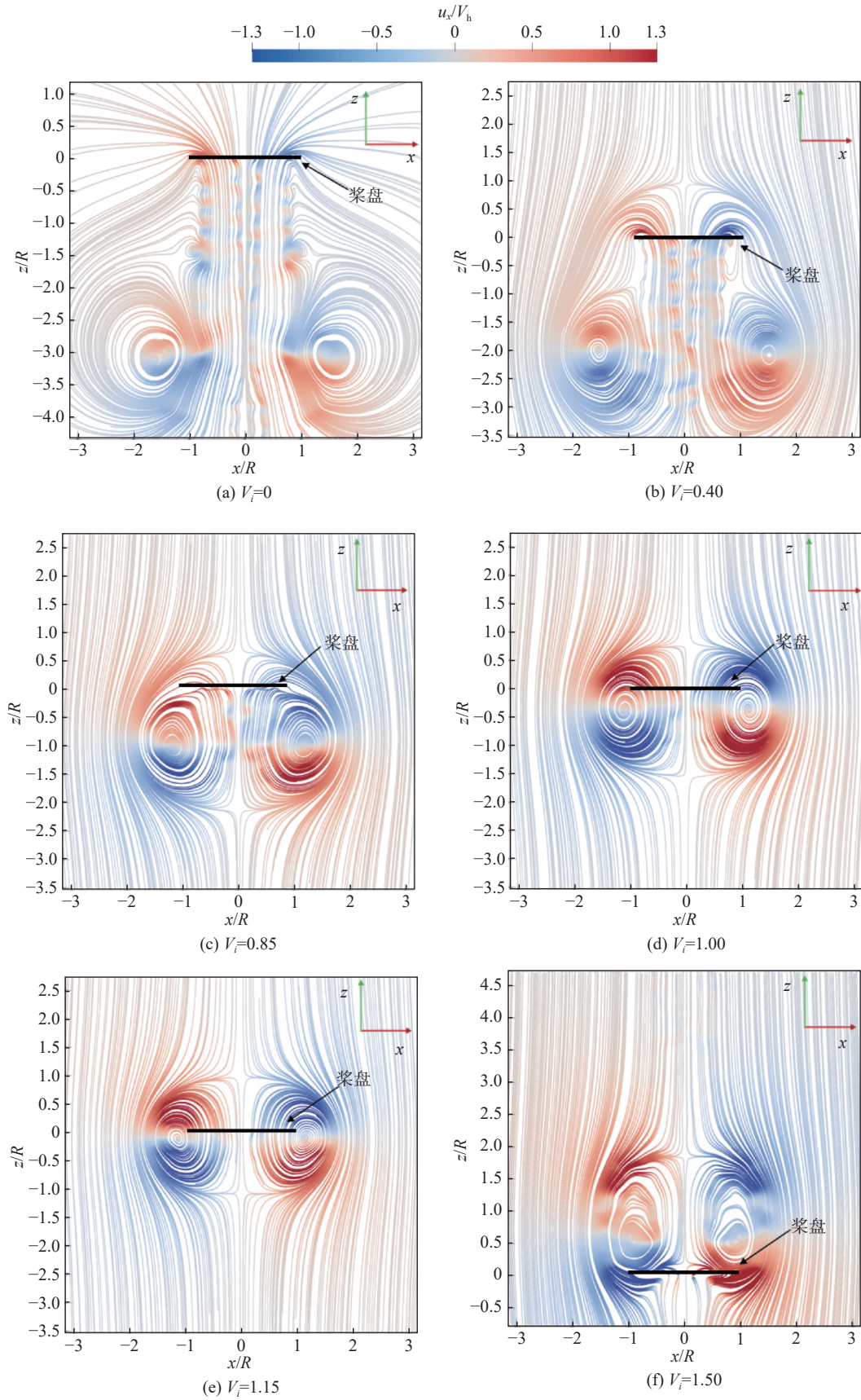
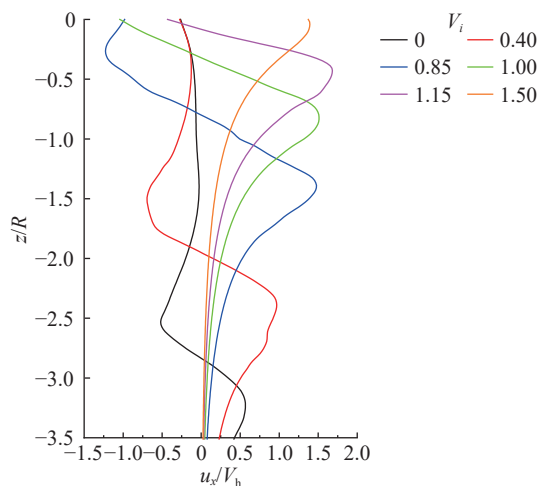


图 9 不同垂直下降率下螺旋桨纵向对称面内的径向速度流线图

Fig. 9 Radial velocity in the longitudinal plane of propeller symmetry at different vertical descent rates

图10 $x/R = 1.25$ 处径向速度分布Fig. 10 Radial velocity distribution at $x/R = 1.25$

3.2 不同垂直下降率下的涡环特征

对不同垂直下降率下的螺旋桨涡环特征进行分析,可以得到涡环状态在不同阶段的演变过程。图13所示为典型垂直下降率下的螺旋桨涡场结构。

由图13可知,螺旋桨在不同涡环状态下呈现不同的涡场拓扑结构。在悬停状态下($V_i = 0$),螺旋桨尾迹呈现管状螺旋下洗涡结构,这是由于螺旋桨在自身诱导速度的影响下发生桨尖涡的脱落和输运,最终在黏性效应的作用下,远场尾迹涡之间发生涡系配对、合并和破碎(见图13(a))。在涡环前期($V_i = 0.85$),螺旋桨尾迹既有管状螺旋涡结构,又有环形涡结构,二者处于共存状态。这是由于自由来流导致的尾迹涡环尚未到达桨盘位置,螺旋桨桨盘处仍保留一定的下洗诱导速度,因此呈现两种涡场拓扑结构(见图13(b))。在涡环初期($V_i = 1.0$),螺旋桨诱导的管状螺旋涡完全破碎成环形涡结构,环形涡处于桨盘下方(见图13(c))。当进入深度涡环状态($V_i = 1.15$),环形涡结构

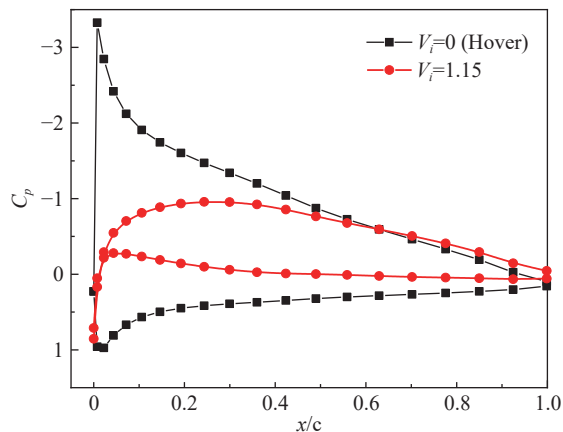
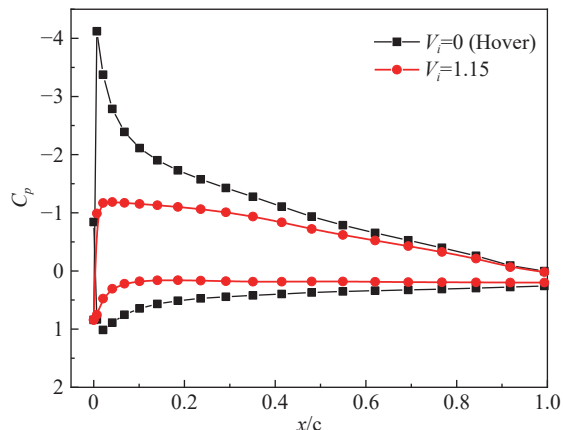
(a) $0.75R$ (b) $0.95R$

图11 不同径向位置压力系数分布

Fig. 11 Pressure coefficient distributions at different radial positions

上移并完全将螺旋桨桨盘包裹,形成的大范围回流区严重影响螺旋桨的气动特性(见图13(d))。当垂直下降率进一步增加,螺旋桨进入类风车状态($V_i = 1.5$),此时流场特性完全由自由来流主导,涡系结构完全移动至桨盘上方(见图13(e))。

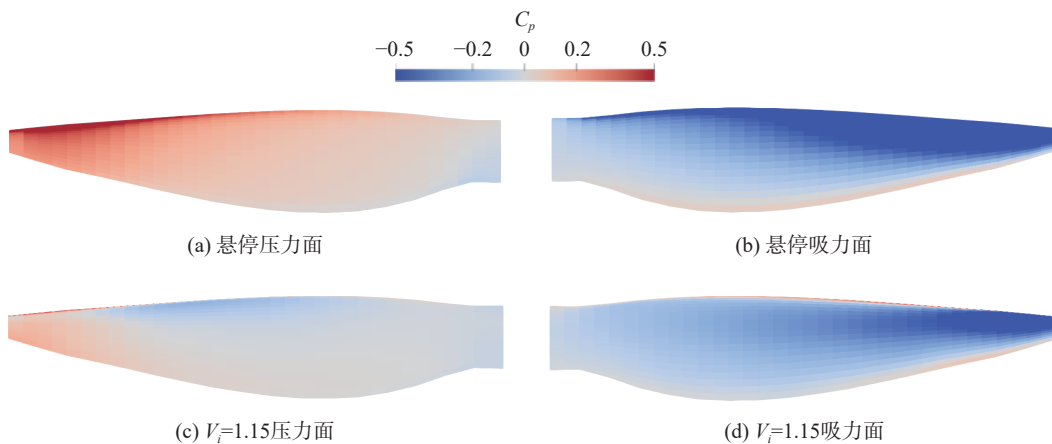


图12 螺旋桨上下表面压力分布

Fig. 12 Pressure contours on propeller's upper and lower surfaces

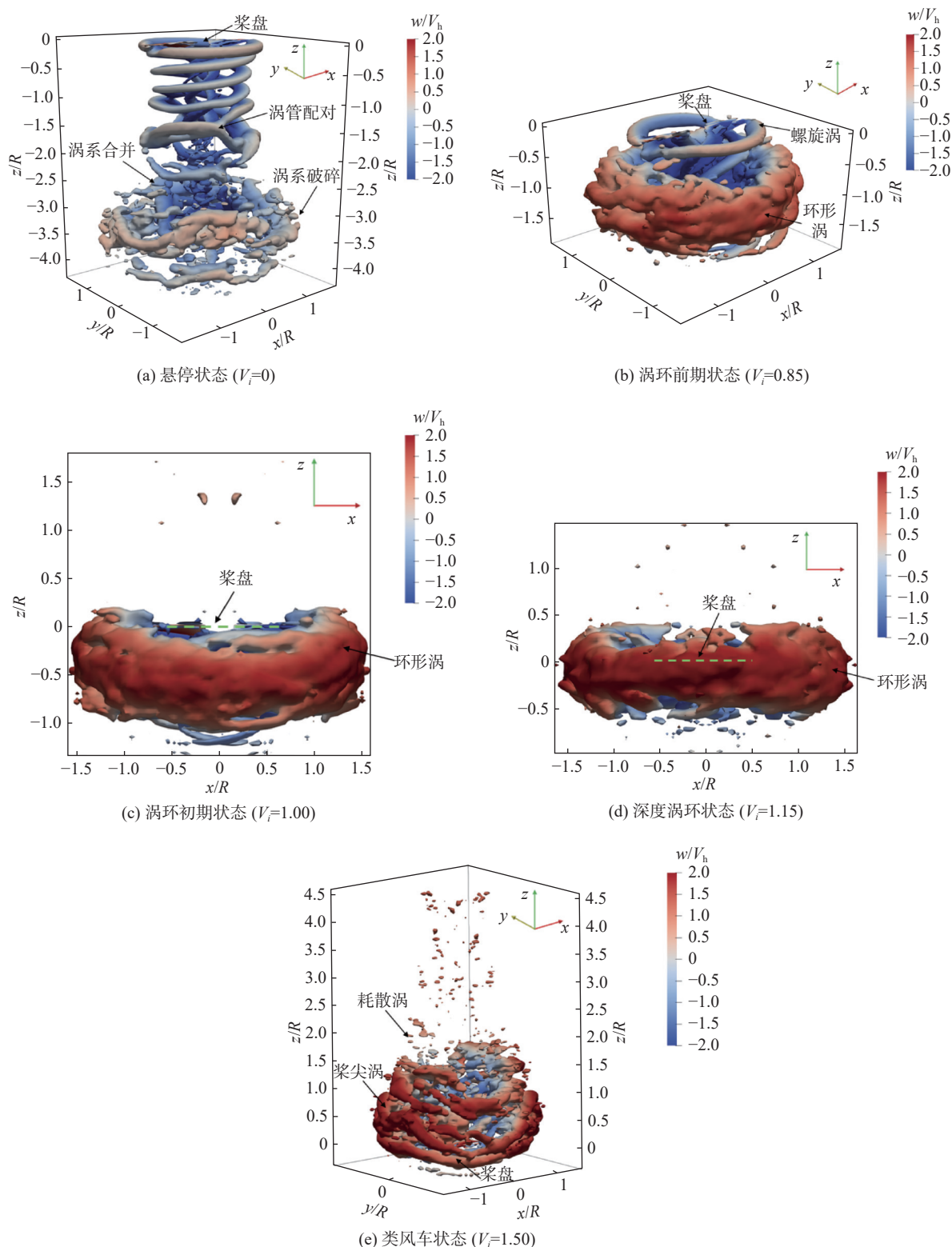


图 13 典型垂直下降率下的螺旋桨涡场特征

Fig. 13 Vortex field characteristics of the propeller at typical vertical descent rates

结合螺旋桨在不同垂直下降率下的涡场特征和气动特性可知,不同的涡场拓扑结构决定了螺旋桨的气动特性变化。在悬停状态下,螺旋桨自身诱导的管状螺旋涡是其产生拉力的主要来源,尾迹下洗效应占主导,涡环中心距离桨盘较远。在涡环前期状态,尽

管桨盘下方出现螺旋涡与环形涡并存的涡场结构,但此时桨盘附近仍为螺旋涡结构,远场尾迹下洗效应减弱,涡环中心尚未到达桨盘。在涡环初期状态,环形涡开始接近桨盘,拉力开始下降,尾迹下洗区进一步减小,涡环中心接近桨盘。在深度涡环状态,环形涡

完全将桨盘包裹,螺旋桨拉力损失达到最大,尾迹压缩效应增强,涡环中心到达桨盘位置,径向速度大小显著增加。在类风车状态,涡系结构完全到达桨盘上方,螺旋桨产生更大的气动力。

螺旋桨在悬停状态下,上方气流在桨盘喷流的作用下加速向下方排出,进而产生拉力。当螺旋桨开始下降时,桨盘边缘当地实度发生突变,进而产生新的涡环,此时若下降速度小于涡环诱导速度,则涡环仍可以向下方运动直至耗散,当下降速度进一步增加并超过涡环自诱导速度的大小,则涡环相对于桨盘向上运动。根据涡环演化理论可知,涡环中的涡量主要来源于桨尖涡的卷吸作用,当垂直下降率为1.15时,桨盘周围的涡环无法获得更大的环量以离开桨盘平面,因此包裹在桨盘周围;当垂直下降率进一步增大,涡环结构离开桨盘表面向上方移动。桨盘周围的涡环结构主要通过影响桨叶剖面的有效迎角来影响拉力,当垂直下降率增大时,桨盘的诱导速度增加,进而降低剖面的有效迎角(图14展示了典型径向位置处的螺旋桨剖面来流,其中, θ 为安装角, Ω 为旋转速度)。因此,涡环结构引起的桨叶剖面有效迎角降低是导致螺旋桨进入涡环状态后拉力发生变化的主要原因。

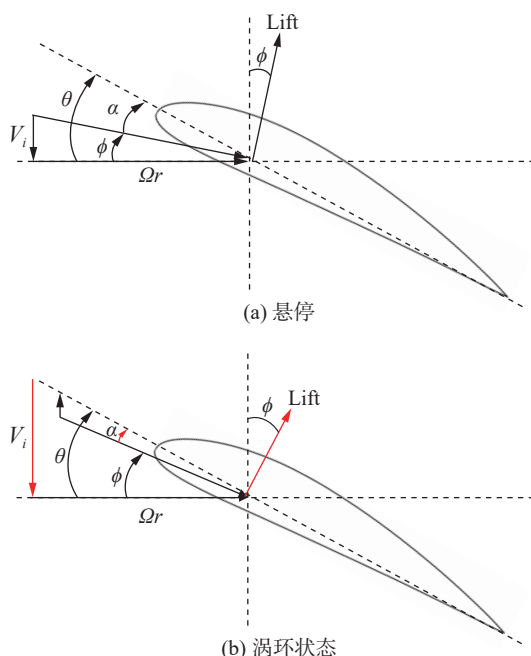


图14 不同状态下的螺旋桨剖面来流

Fig. 14 Inflow profiles of propeller under different states

4 结论

本文基于黏性涡粒子法(VVPM)开展了APC 10X7螺旋桨在不同垂直下降率下的气动特性及涡环

特征研究,并建立了螺旋桨涡环特征和气动特性之间的关联。结论如下:

1) 随着垂直下降率的增加,螺旋桨拉力呈现先略增大再减小后增大的变化趋势,尾迹压缩效应逐渐增强,直至流场被自由来流主导。当垂直下降率 $V_i = 1.15$ 时,螺旋桨桨盘完全被涡环导致的大范围回流低压区所包裹,拉力损失达到最大,为51.2%。在尾迹压缩效应的影响下,螺旋桨尾涡的径向速度逐渐增大,当垂直下降率 V_i 从0.4增加至1.15时,最大径向速度增加了73.8%。

2) 在不同垂直下降率下,螺旋桨经历了从悬停状态、涡环前期状态($V_i = 0.85$)、涡环初期状态($V_i = 1.0$)到深度涡环状态($V_i = 1.15$)再到类风车流动状态($V_i = 1.5$)的涡环状态变化,涡场拓扑结构发生了质的变化,逐渐从管状螺旋下洗涡演变成螺旋涡与环形涡并存,再到完全涡环结构,最后涡系结构完全移动至桨盘上方。

3) 螺旋桨在垂直下降状态下的涡场拓扑结构直接影响其气动特性的变化。当桨盘附近尾迹为管状螺旋涡结构时,螺旋桨气动特性变化不明显。随着垂直下降率的增加,环形涡主导的涡场结构会严重影响螺旋桨的气动特性,表现为拉力骤降,尾迹压缩效应增强,回流低压区包裹桨盘。桨叶剖面有效迎角降低是导致螺旋桨进入涡环状态后拉力发生变化的主要原因。随着垂直下降率进一步增加,涡系结构到达桨盘上方,螺旋桨进入类风车状态,气动力逐渐增大。

综上,在垂直下降阶段,螺旋桨气动特性和涡场特征很容易受到自身尾迹的严重影响,明确螺旋桨在不同垂直下降率下的空气动力学特性对建立旋翼类飞行器涡环边界模型和制定相应的改出策略具有重要意义,后续可以开展多旋翼气动干扰下的涡环结构特征研究,进一步分析多旋翼飞行器的涡环气动机理。

参考文献:

- [1] LEISHMAN J G, BAGAI A. Challenges in understanding the vortex dynamics of helicopter rotor wakes[J]. AIAA Journal, 1998, 36: 1130-1140.
doi: 10.2514/3.13945
- [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 S C. Aerodynamics of helicopter[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1985: 135(in Chinese).
- [3] 李高华. 直升机旋翼涡环状态流场高分辨率数值模拟方法研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2018: 20-25.
LI G H. Study of high resolution numerical method for helicopter rotor in vortex ring state[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2018: 20-25(in Chinese).
- [4] MEIJER DREES I J, HENDAL I W P. Airflow patterns in the

- neighbourhood of helicopter rotors: A description of some smoke tests carried out in a wind tunnel at Amsterdam[J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 1951, 23(4): 107–111.
doi: [10.1108/eb032021](https://doi.org/10.1108/eb032021)
- [5] WASHIZU K, AZUMA A, KOO J, et al. Experimental study on the unsteady aerodynamics of a model helicopter rotor operating in the vortex ring state[C]//Symposium on Structural Dynamics and Aeroelasticity. Boston, MA: AIAA, 1965.
doi: [10.2514/6.1965-1112](https://doi.org/10.2514/6.1965-1112)
- [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: 237–261.
doi: [10.1017/s0022112005004155](https://doi.org/10.1017/s0022112005004155)
- [7] 辛宏, 高正. 直升机涡环区域边界包线的确定[J]. *气动实验与测量控制*, 1996, 10(1): 14–19.
XIN H, GAO Z. Determination of boundary envelope of helicopter vortex ring area[J]. *Aerodynamic Experiment and Measurement Control*, 1996, 10(1): 14–19(in Chinese).
- [8] 马鸿儒, 穆志韬, 李洪伟, 等. 基于桨盘倾角的直升机涡环状态边界修正计算方法[J]. *空气动力学学报*, 2018, 36(1): 31–34.
MA H R, MU Z T, LI H W, et al. Revised calculation method for helicopter vortex-ring state boundary based on flight attitude[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2018, 36(1): 31–34(in Chinese).
doi: [10.7638/kqdlxxb-2015.0203](https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2015.0203)
- [9] LEISHMAN J G, BHAGWAT M J, ANANTHAN S. The vortex ring state as a spatially and temporally developing wake instability[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2004, 49(2): 160–175.
doi: [10.4050/jahs.49.160](https://doi.org/10.4050/jahs.49.160)
- [10] 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 P, CHEN R L. Rotor tip vortex model and its effect on free-vortex wake analysis[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(8): 1517–1523(in Chinese).
- [11] DZIUBINSKI A, STALEWSKI W. Vortex ring state simulation using actuator disc[C]//ECMS 2007 Proceedings, ECMS, 2007.
doi: [10.7148/2007-0397](https://doi.org/10.7148/2007-0397)
- [12] GRZEGORCZYK K. Analysis of the influence of helicopter descent velocity changes on the phenomenon of vortex ring state[J]. *Advances in Science and Technology – Research Journal*, 2013, 7(17): 35–41.
doi: [10.5604/20804075.1036995](https://doi.org/10.5604/20804075.1036995)
- [13] 王军杰, 陈仁良, 王志瑾, 等. 倾转旋翼机涡环状态数值模拟及数学建模[J]. *哈尔滨工业大学学报*, 2023, 55(4): 35–43.
WANG J J, CHEN R L, WANG Z J, et al. Numerical simulation and mathematical modeling of vortex ring state of Tiltrotor aircraft[J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2023, 55(4): 35–43(in Chinese).
doi: [10.11918/202203036](https://doi.org/10.11918/202203036)
- [14] MIMEAU C, MORTAZAVI I. A review of vortex methods and their applications: From creation to recent advances[J]. *Fluids*, 2021, 6(2): 68.
doi: [10.3390/fluids6020068](https://doi.org/10.3390/fluids6020068)
- [15] 王亮权, 何龙, 徐国华, 等. 直升机旋翼涡环状态的气动噪声特性[J]. *空气动力学学报*, 2022, 40(6): 83–91.
WANG L Q, HE L, XU G H, et al. Investigation of helicopter rotor aeroacoustic characteristics in vortex ring state[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2022, 40(6): 83–91(in Chinese).
doi: [10.7638/kqdlxxb-2021.0113](https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0113)
- [16] ZANOTTI A, ALGAROTTI D. Aerodynamic interaction between tandem overlapping propellers in eVTOL airplane mode flight condition[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 124: 107518.
doi: [10.1016/j.ast.2022.107518](https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107518)
- [17] HE C J, ZHAO J G. Modeling rotor wake dynamics with viscous vortex particle method[J]. *AIAA Journal*, 2009, 47(4): 902–915.
doi: [10.2514/1.36466](https://doi.org/10.2514/1.36466)
- [18] 魏鹏, 史勇杰, 徐国华, 等. 基于黏性涡模型的旋翼流场数值方法[J]. *航空学报*, 2012, 33(5): 771–780.
WEI P, SHI Y J, XU G H, et al. Numerical method for simulating rotor flow field based upon viscous vortex model[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(5): 771–780(in Chinese).
- [19] LEE H, LEE D J. Rotor interactional effects on aerodynamic and noise characteristics of a small multirotor unmanned aerial vehicle[J]. *Physics of Fluids*, 2020, 32(4): 047107.
doi: [10.1063/5.0003992](https://doi.org/10.1063/5.0003992)
- [20] CARADONNA F X, TUNG C. Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover: NASA-TM-81232[R]. 1980.
- [21] MCCRINK M H, GREGORY J W. Blade element momentum modeling of low-reynolds electric propulsion systems[J]. *Journal of Aircraft*, 2017, 54(1): 163–176.
doi: [10.2514/1.c033622](https://doi.org/10.2514/1.c033622)

(本文责编: 周奇杰)