

四旋翼无人机轴距优化及近地飞行稳定性的流场分析

韩森林, 郝永平*

沈阳理工大学机械工程学院, 辽宁 沈阳

收稿日期: 2026年9月8日; 录用日期: 2026年10月1日; 发布日期: 2026年10月8日

摘要

针对四旋翼无人机旋翼间气动干扰及前飞扰动问题, 本文以旋翼轴距为研究对象, 采用距径比表征轴距变化, 基于滑移网格和Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型建立三维数值模型, 并通过升力实验验证其可靠性。结果表明, 旋翼轴距对升力及下洗流场结构具有显著影响。较小距径比可增强尾流耦合并促进下洗气流聚合, 但会加剧旋翼间气动干扰; 随着距径比增大, 旋翼干扰减弱, 升力逐渐恢复并趋于稳定。前飞过程中, 随速度增加, 下洗气流后向偏转加剧; 较小距径比可利用气流聚合作用提高低速状态下的流场连续性和抗风扰能力, 而较大距径比更易受到来流扰动影响。研究结果可为四旋翼无人机旋翼布局优化提供理论依据。

关键词

四旋翼无人机, 旋翼轴距, 距径比, 下洗气流, 抗风扰

Flow Field Analysis of Wheelbase Optimization and Near-Ground Flight Stability for Quadrotor UAVs

Senlin Han, Yongping Hao*

School of Mechanical Engineering, Shenyang Ligong University, Shenyang Liaoning

Received: September 8, 2026; accepted: October 1, 2026; published: October 8, 2026

Abstract

To address aerodynamic interference among rotors and flow disturbances during forward flight of

*通讯作者。

文章引用: 韩森林, 郝永平. 四旋翼无人机轴距优化及近地飞行稳定性的流场分析[J]. 建模与仿真, 2026, 15(10): 7-17.
DOI: 10.12677/mos.2026.1510140

quadrotor UAVs, this study investigates rotor spacing using the spacing-to-diameter ratio as the characteristic parameter. A three-dimensional numerical model is established based on the sliding mesh method and the Realizable $k-\varepsilon$ turbulence model, and its reliability is validated through lift experiments. The results show that rotor spacing has a significant effect on lift and downwash flow structures. A smaller spacing-to-diameter ratio strengthens wake coupling and promotes downwash aggregation, but also intensifies aerodynamic interference between rotors. As the spacing-to-diameter ratio increases, rotor interference is reduced, and the lift gradually recovers and tends to stabilize. During forward flight, the downwash flow exhibits increasing rearward deflection with increasing speed. A smaller spacing-to-diameter ratio can improve flow-field continuity and wind-disturbance resistance at low speeds through downwash aggregation, whereas a larger spacing-to-diameter ratio is more susceptible to incoming-flow disturbances. The results provide a theoretical basis for rotor-layout optimization of quadrotor UAVs.

Keywords

Quadrotor UAV, Rotor Spacing, Spacing-to-Diameter Ratio, Downwash Flow, Wind-Disturbance Resistance

Copyright © 2026 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

低空经济现今已明确为战略性新兴产业, 市场规模高速增长, 应用场景不断拓展, 已覆盖生产作业、交通运输、文旅体验、安防安保等多个领域。无人机作为低空经济中最成熟、最具规模的应用载体之一, 受到了广泛关注。无人机具有起源较早、技术工艺与应用体系相对成熟、对地面基础设施依赖程度较低等特点, 其功能能够满足短途运输、长途物流以及端对端配送等多种应用需求。随着低空经济相关产业的持续发展, 无人机的应用环境也逐渐由传统的开阔空域向更加复杂、更加贴近地面的低空环境拓展[1]。

我国无人机产业正处于快速发展阶段, 应用场景逐渐由传统的航测、巡检、农业植保及高空安防等开阔空域任务向近地飞行、复杂环境自主作业方向拓展。新型无人机需要在楼宇之间、厂房内部、桥梁下方以及隧道等多障碍环境中运行, 其所处低空大气边界层内风场具有流态复杂、湍流强以及气动耦合显著等特点, 容易对无人机姿态和轨迹产生扰动, 增加飞行控制难度。尤其在近地飞行过程中, 旋翼产生的下洗气流受到地面边界影响, 会发生反射、扩散及涡结构变化, 从而改变无人机周围的气动环境[2]。因此, 复杂低空环境下无人机的气动特性及稳定性问题逐渐成为研究的重要方向。

针对近地飞行过程中地面效应对四旋翼无人机飞行性能产生的影响, 国内外学者已经开展了相关研究。天津大学鲜斌通过深度学习控制策略, 研究了地面效应影响下四旋翼无人机的平稳降落问题, 表明近地环境下的气动变化需要在无人机控制过程中予以考虑[3]。Yoon S 等研究发现, 四旋翼无人机旋翼产生的下洗气流在近地环境中会发生聚合现象, 该现象会改变旋翼周围的流场结构, 对无人机近地飞行产生较为明显的影响[4]。王宇等针对跨介质飞行器开展研究, 发现四旋翼无人机在水面和地面附近产生的下洗气流存在明显差异, 并通过实验获得了无人机在水面附近的气动特性[5]。Sanchez-Cuevas 等则提出了一种新型四旋翼无人机设计方案, 通过使无人机在飞行过程中靠近天花板, 利用近地效应改善无人机的飞行时间[6][7]。上述研究表明, 地面及其他边界条件会显著改变旋翼下洗流场, 并进一步影响四旋翼

无人机的气动性能和飞行状态。因此, 近地效应已经成为低空无人机气动性能研究中值得关注的重要问题。

现有关于无人机气动性能的研究已经涉及机身布局、旋翼系统以及翼型等多个方面。李洒等针对四旋翼无人机平飞状态, 基于升力体形态开展机身造型设计, 通过 CFD 数值模拟发现优化方案能够有效降低阻力系数, 并在特定迎角范围内获得较好的线性气动特性[8]。王宗辉等针对倾转旋翼无人机悬停状态, 采用 CFD/CSD 气动弹性数值模拟方法对桨叶复合材料铺层进行优化, 使旋翼系统拉力得到明显提高[9]。沈佳琦等采用 Hicks-Henne 函数对翼型进行参数化, 并结合 CFD 计算开展气动优化研究, 获得了较为明显的气动性能改善, 同时表明组合布局能够进一步发挥气动性能优势, 验证了该方法在缩短设计周期和提高设计效率方面的有效性[10]。上述研究表明, 基于 CFD 数值模拟方法对无人机气动外形、旋翼结构及布局参数进行分析和优化, 已经成为无人机气动性能研究的重要手段。

四旋翼无人机旋翼处于持续旋转状态, 其周围流场具有显著的非定常和强旋转特征。为准确描述旋翼旋转过程中产生的复杂尾流结构, 采用滑移网格方法能够使旋翼区域网格随旋翼同步旋转, 并通过旋转区域与静止区域之间的流场信息交换描述旋翼非定常运动过程[11]。相关研究采用滑移网格方法对四个旋翼分别建立独立旋转区域, 并采用固定于旋翼上的旋转坐标系求解非定常流场, 从而能够较为准确地描述旋翼旋转产生的下洗流以及旋翼间气动干扰。同时, 采用 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型能够考虑复杂旋转流场中的湍流效应, 为研究旋翼尾流、旋翼间干扰以及近地流场提供数值计算基础[12]。

综上所述, 随着低空经济发展以及无人机应用场景不断向近地、狭小和复杂环境拓展, 四旋翼无人机在近地飞行过程中面临的气动干扰和稳定性问题日益突出。进一步开展旋翼轴距变化对四旋翼无人机近地流场及稳定性影响的研究, 对于优化无人机结构布局和提高低空飞行性能具有重要意义。

2. 计算模型

2.1. 几何模型

为研究旋翼轴距变化对四旋翼无人机近地流场及气动稳定性的影响, 本文以四旋翼无人机为研究对象, 建立三维数值计算模型。四旋翼无人机采用“X”型旋翼布局, 四个旋翼均安装于机臂末端, 并按照对称方式布置。为保证无人机悬停状态下整体气动力矩处于平衡状态, 相邻旋翼采用相反方向旋转, 其中旋翼 1、3 沿顺时针方向旋转, 旋翼 2、4 沿逆时针方向旋转。

本文采用 6026 型双叶旋翼作为研究对象, 桨盘直径为 153 mm, 螺距为 66 mm, 最大桨叶宽度为 15.5 mm, 桨毂中心厚度为 5.5 mm。数值模型依据实际桨叶外形建立, 在几何建模过程中保留桨叶的主要轮廓、径向宽度变化及空间扭转特征, 以保证旋翼主要气动外形与实验所用桨叶一致。在几何模型建立过程中, 对实际四旋翼无人机进行适当简化, 在保留旋翼主要气动外形及空间布局特征的基础上, 忽略与研究目标关系较小的机体细节结构, 以降低计算网格数量和数值计算成本。考虑到本文主要研究旋翼轴距变化对近地流场及无人机气动特性的影响, 因此将轴距 h 作为主要结构变量, 并采用旋翼轴距与旋翼直径之比, 即距径比 h/d , 表征不同轴距条件下的旋翼布局特征。其中, d 为旋翼直径。设置多组距径比 h/d 分别为 1.6, 1.8, 2, 2.2, 2.4, 2.6, 2.8, 3。

描述不同轴距条件下四旋翼无人机周围的完整流场, 在无人机外围建立三维计算域, 如图 1 所示。计算域由外部静止区域和旋转区域组成, 其中外部静止区域设置为边长 1500 mm 的正方体区域, 用于模拟无人机周围的外部流场; 四个旋翼分别建立独立的旋转区域, 其具体尺寸根据旋翼桨叶的几何尺寸确定, 以保证旋翼旋转过程中旋转区域能够覆盖桨叶运动范围。四旋翼无人机整体设置于距地面 1000 mm 的高度处, 旋翼桨盘平面与地面保持平行。

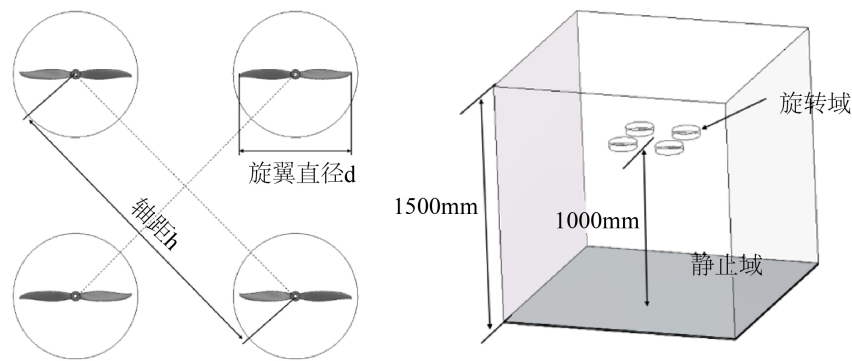


Figure 1. Geometric model of the quadrotor and computational domain
图 1. 四旋翼与计算域几何模型

2.2. 网格划分与流场设置

本研究采用四面体网格策略, 考虑到旋翼附近速度梯度较大, 对旋转区域及桨叶附近进行局部加密, 其中外部静止区域最大网格尺寸为 50 mm, 旋翼旋转区域最大网格尺寸为 5 mm, 桨叶附近最小网格尺寸细化至 0.5 mm, 以提高对旋翼表面压力梯度及尾流结构的捕捉能力。网格划分结构如图 2 所示。

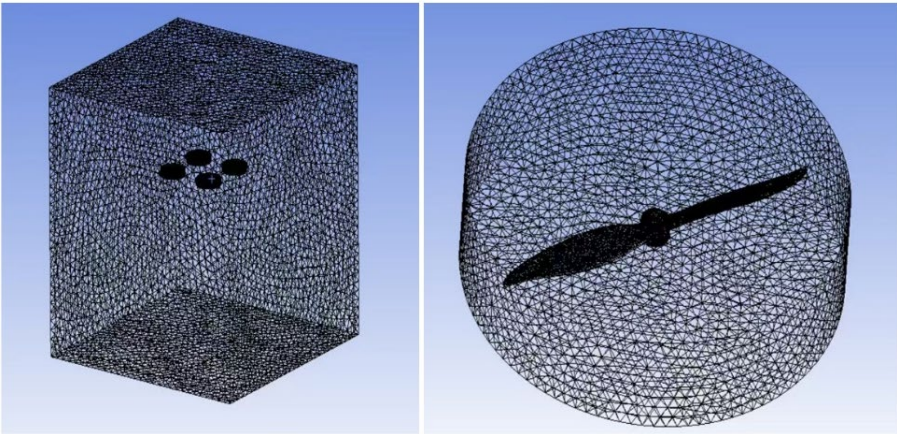


Figure 2. Quadrotor and computational domain meshing
图 2. 四旋翼与计算域网格划分

对四旋翼计算模型的网格无关性进行检测, 分别使用 1768443 网格、2279625 网格和 3584785 网格, 在相同边界条件、旋翼转速及求解参数下进行计算, 对 1s 后四个旋翼平均升力进行对比, 如表 1 所示。综合考虑计算耗时和求解精度, 最终选择 2279625 网格模型。

Table 1. Grid independence test
表 1. 网格无关性检测

网格	网格数量	平均升力/N	相对变化/%
粗网格	1768443	4.203	-
中等网格	2279625	4.324	2.8
细网格	3584785	4.371	1.1

3. 控制方程

3.1. 滑移网格

由于四旋翼无人机的四个旋翼在计算过程中持续旋转, 而外围流体区域保持静止, 本文采用滑移网格方法对旋翼非定常运动进行描述[13]。计算域由四个旋转区域和一个外部静止区域组成, 各旋转区域分别与对应旋翼建立关联, 并按照设定的旋转方向和转速进行实时旋转; 外部静止区域保持固定不动。旋转区域与静止区域之间通过滑移界面进行数据交换, 从而实现旋转流体区域与静止流体区域之间的相对运动。

在旋转坐标系下, 流体相对于旋转区域的运动可采用相对速度进行描述。设旋转区域的角速度为 ω , 则旋转坐标系中的相对速度可表示为

$$u_r = u - \omega \times r \quad (1)$$

式中, u_r 为流体相对于旋转坐标系的速度; u 为绝对速度; ω 为旋转区域的角速度矢量; r 为流体质点相对于旋转轴的位置矢量。

采用滑移网格方法能够真实反映旋翼随时间变化的空间位置以及桨叶与周围空气之间的相互作用, 因此能够捕捉旋翼旋转过程中产生的周期性尾流、下洗气流以及相邻旋翼尾流之间的非定常干涉。对于本文而言, 该方法尤其适用于分析不同旋翼轴距条件下旋翼尾流相互作用以及近地流场结构的变化规律。

3.2. Realizable k - ε 模型

考虑到四旋翼无人机旋翼高速旋转所形成的下洗气流具有明显的湍流特性, 同时需要兼顾计算精度与计算成本, 本文采用 Realizable k - ε 湍流模型对旋翼周围复杂湍流流场进行模拟。

Realizable k - ε 模型以湍动能 k 和湍流耗散率 ε 为基本变量, 通过求解湍动能输运方程和耗散率输运方程获得湍流黏度, 从而实现对旋翼尾流及近地流场的描述。该模型相较于标准 k - ε 模型对旋转流动、强剪切流动以及流动分离具有更好的适应性, 因此适用于本文四旋翼旋翼下洗气流的数值计算。

其湍流动能输运方程为

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho k u) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + G_k - \rho \varepsilon \quad (2)$$

湍流耗散率输运方程为

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \varepsilon u) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon \right] + \rho C_1 S \varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} \quad (3)$$

式中, k 为湍动能; ε 为湍流耗散率; μ_t 为湍流黏度; G_k 为平均速度梯度引起的湍动能生成项; σ_k 和 σ_ε 分别为湍动能和耗散率对应的湍流普朗特数; C_1 和 C_2 为模型经验系数; S 为平均应变率。

4. 升力测试实验

为获得四旋翼无人机在不同旋翼转速条件下的升力特性, 搭建如图 3 所示的升力测试实验台。实验台整体采用刚性十字框架结构, 四旋翼平台水平固定于框架中心位置, 在主要受力路径上布置拉压力传感器, 用于测量旋翼工作过程中产生的垂直方向总升力。采用 Victor VC6234P 非接触式转速仪对旋翼转速进行测量, 通过在旋翼表面设置反射标记, 利用红外反射信号获取旋翼实际转速。力传感器及转速仪与数据采集系统连接, 并通过 LabVIEW 软件完成实验数据的同步采集与记录。

实验开始前, 首先检查四旋翼平台的安装状态, 保证无人机机体处于水平状态, 并使传感器受力方向与旋翼推力方向保持一致。启动数据采集系统后, 在旋翼未工作的状态下记录传感器零点及背景信号, 用于后续数据修正。随后缓慢同步增加四个旋翼的油门输入, 使旋翼逐渐达到预设转速。当旋翼转速达到目标值且转速波动处于规定范围内, 同时升力信号达到稳定状态后, 保持该工况运行一定时间, 待系统进入稳定状态后开始正式数据采集。

在每个目标转速工况下连续采集 10 s 的升力及转速数据, 并对稳定阶段的数据进行统计处理, 以其时间平均值作为该工况下的平均升力。对于单个转速工况, 重复进行 3 次独立测量, 并在每次测量结束后将旋翼降至零转速, 待系统状态恢复稳定并重新检查传感器零点后进行下一次测试。为降低电机及电子调速器温升对实验结果的影响, 在连续测试过程中对设备运行状态进行监测, 并通过升序和降序两种测试顺序对实验结果进行交叉验证, 以判断温升及测试顺序对测量结果的影响。最终取各重复试验结果的平均值作为该转速条件下的实验升力, 并通过标准差评价实验数据的离散程度。

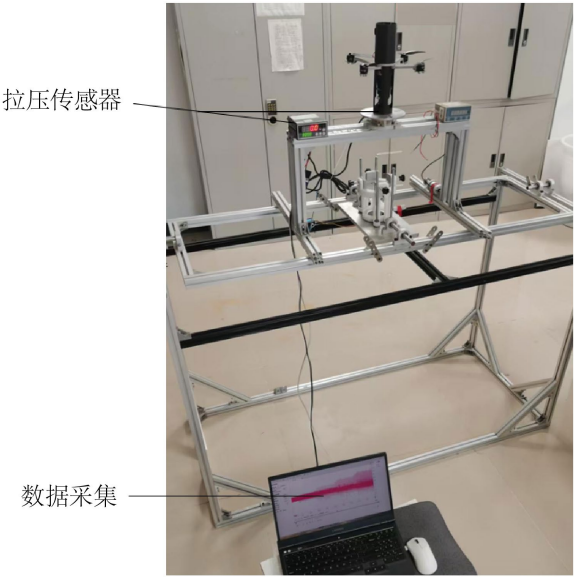


Figure 3. Lift test apparatus
图 3. 升力测试装置

在相同转速条件下, 实验结果与数值计算结果变化趋势基本一致, 如表 2 所示。最大相对误差为 8.5%, 平均相对误差为 6.7%。该误差主要是由于数值模型对电机、连接件及部分机体细节进行了简化, 与实际实验平台存在一定差异, 且实验过程中传感器测量误差、旋翼转速波动、平台安装偏差及环境气流扰动等因素也会造成一定影响。总体来看, 数值结果能够较合理地反映旋翼升力变化规律, 可满足后续不同轴距工况的对比分析要求。

Table 2. Comparison of experimental and numerical rotor lift
表 2. 旋翼升力实验值与计算值对比

四旋翼平均转速/(r/min)	实验升力/N	计算升力/N	误差/%
3502	3.734	3.951	5.5
4068	4.076	4.324	6.1
4523	6.102	6.588	8.0

续表

4992	7.860	7.544	4.2
5519	9.355	10.087	7.8
6145	12.319	11.353	8.5

5. 计算结果与分析

5.1. 旋翼升力分析

本文采用 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型对不同距径比条件下的孤立单旋翼和四旋翼无人机进行数值模拟, 并提取旋翼稳定工作状态下的平均升力。如图 4 所示, 随着旋翼距径比的变化, 孤立单旋翼升力基本保持稳定, 其平均升力始终维持在 4.08~4.10 N 范围内, 变化幅度较小, 说明在相同转速和桨叶参数条件下, 单个旋翼的气动性能受自身结构影响较小, 可作为分析多旋翼气动干扰的基准。

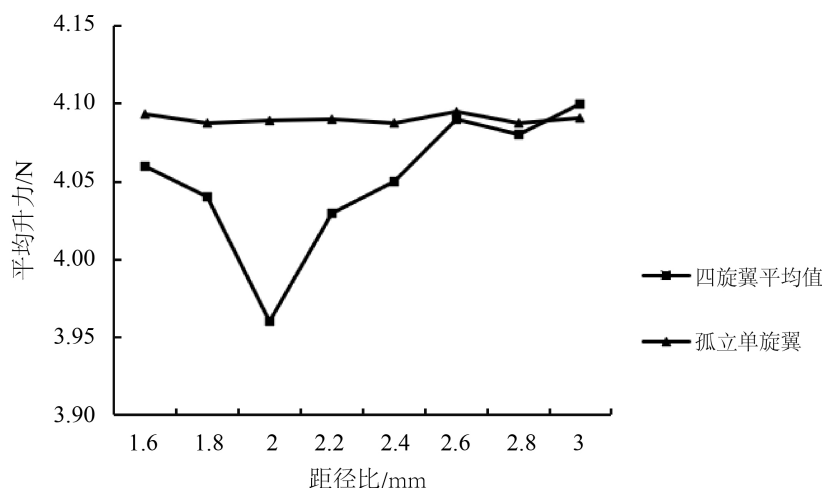


Figure 4. Variation of average lift with different spacing-to-diameter ratios

图 4. 不同距径比平均升力变化

与孤立单旋翼相比, 四旋翼无人机平均升力随距径比变化表现出较明显的波动特征。当距径比由 1.6 增加至 2.0 时, 四旋翼平均升力由约 4.06 N 逐渐下降至 3.96 N, 表明较小旋翼间距条件下, 相邻旋翼之间存在较强的气动干扰作用。由于旋翼间空间较小, 相邻旋翼产生的下洗气流在旋翼间区域发生叠加和干涉, 使局部流场结构发生改变, 导致部分旋翼诱导速度降低, 从而造成四旋翼整体升力下降。

随着距径比进一步增加, 当距径比由 2.0 增加至 2.6 时, 四旋翼平均升力逐渐恢复, 并在距径比为 2.6 附近达到约 4.09 N, 与孤立单旋翼升力接近。这表明随着旋翼间距离增大, 相邻旋翼尾流之间的耦合作用逐渐减弱, 旋翼间流场具有更大的发展空间, 旋翼受到其他旋翼下洗气流影响降低, 因此整体升力性能得到改善。

当距径比继续增加至 2.8 和 3.0 时, 四旋翼平均升力保持在 4.08~4.10 N 附近, 与孤立单旋翼升力基本一致, 说明较大的旋翼间距能够有效减弱旋翼之间的气动干扰, 使各旋翼逐渐趋近于独立工作状态。然而, 随着距径比进一步增加, 升力提升趋势逐渐减缓, 表明当旋翼间距达到一定范围后, 继续增加轴距对降低气动干扰的作用有限。

综合分析可知, 旋翼间距对四旋翼无人机升力特性的影响主要来源于旋翼尾流之间的相互作用。在

较小距径比条件下, 相邻旋翼间气流耦合作用增强, 导致四旋翼平均升力低于孤立单旋翼; 随着距径比增加, 旋翼间干扰逐渐减弱, 四旋翼升力逐步恢复。当距径比达到一定值后, 旋翼之间的气动影响趋于稳定, 四旋翼升力接近单旋翼水平。

5.2. 悬停状态下的流场分析

图 5 给出了距径比分别为 1.8 和 2.6 时四旋翼无人机悬停状态下的速度云图。由图可知, 四个旋翼高速旋转后均在桨盘下方形成明显的高速下洗气流区域, 且气流速度沿旋翼轴向向下逐渐衰减。由于相邻旋翼尾流之间存在相互作用, 不同距径比条件下旋翼间区域的速度分布及下洗气流形态表现出明显差异。

当距径比为 1.8 时, 旋翼间距较小, 相邻旋翼产生的下洗气流在空间上具有较强的耦合作用。由速度云图可以观察到, 四个旋翼下方形成的高速下洗区域间距较近, 旋翼间下洗气流存在明显叠加现象, 中心区域出现较强的速度梯度变化。由于旋翼之间空间限制较强, 相邻旋翼尾流在向下发展的过程中相互影响, 使部分区域流速增加, 同时也造成局部流场分布不均匀。此时, 旋翼尾流之间的干涉作用较为明显, 气流在旋翼间区域产生一定程度的聚合现象, 导致整体流场具有较强的非均匀性。

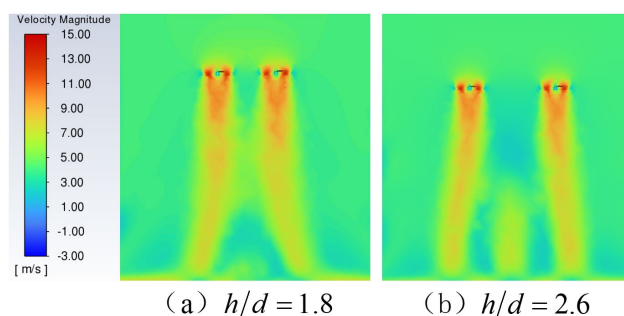


Figure 5. Velocity contours under hovering conditions at different spacing-to-diameter ratios

图 5. 不同距径比悬停状态速度云图

当距径比增加至 2.6 时, 旋翼之间的空间距离增大, 旋翼尾流具有更大的扩散空间。相比距径比 1.8 工况, 图中各旋翼下方高速区域之间的间隔更加明显, 旋翼间区域的速度梯度减小, 下洗气流之间的相互影响程度降低。随着旋翼间距增加, 相邻旋翼尾流在到达相互作用区域前已有较充分的发展, 使旋翼间气流耦合作用减弱, 流场分布逐渐趋于独立旋翼工作状态。

进一步对比两种距径比条件可以发现, 旋翼轴距变化对悬停状态下的下洗气流结构具有显著影响。较小距径比条件下, 由于旋翼间距离有限, 相邻旋翼产生的诱导流相互叠加, 使旋翼间区域形成较强的速度干扰; 随着距径比增加, 旋翼尾流干涉逐渐减弱, 下洗气流沿旋翼轴向发展的规律更加明显, 速度分布更加均匀。这说明增加旋翼轴距能够有效降低旋翼之间的气动耦合作用, 使各旋翼更加接近独立工作状态。

5.3. 前飞状态下流场分析

图 6 与图 7 给出了距径比分别为 1.8 和 2.6 时, 四旋翼无人机在悬停及不同前飞速度条件下的速度分布云图。由图可知, 随着前飞速度增加, 外部来流对旋翼下洗气流的影响逐渐增强, 使原本沿竖直方向发展的下洗气流发生后向偏移, 流场结构由悬停状态下的对称分布逐渐转变为非对称分布。不同距径比条件下, 由于旋翼间气动耦合程度不同, 下洗气流表现出不同的抗扰动能力。

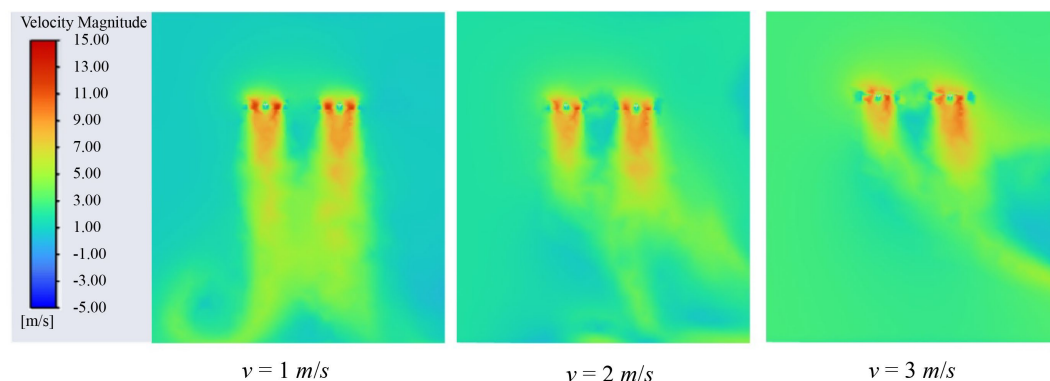


Figure 6. Forward-flight velocity contours at a spacing-to-diameter ratio of 1.8

图 6. 距径比为 1.8 的前飞速度云图

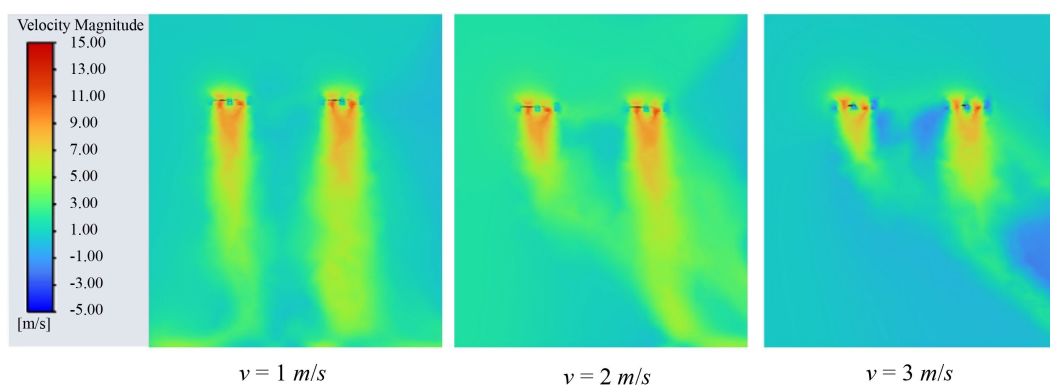


Figure 7. Forward-flight velocity contours at a spacing-to-diameter ratio of 2.6

图 7. 距径比为 2.6 的前飞速度云图

在悬停状态下, 两种距径比条件下四旋翼均能够形成明显的下洗气流区域。对于距径比 1.8 工况, 由于旋翼间距离较小, 相邻旋翼下洗气流之间存在较强的相互作用, 旋翼间区域出现明显的气流聚合现象。两侧旋翼产生的下洗气流在向下运动过程中逐渐向中心区域汇聚, 使旋翼间流场连续性增强, 速度分布更加均匀。对于距径比 2.6 工况, 由于旋翼间距增大, 旋翼尾流具有更大的扩散空间, 各旋翼下洗气流相互影响程度降低, 旋翼间聚合作用减弱, 流场逐渐趋向于独立旋翼尾流叠加状态。

当无人机以 1 m/s 速度前飞时, 前飞来流开始作用于旋翼下洗流场, 使下洗气流产生一定程度的后向偏转。对于距径比 1.8 工况, 较强的旋翼间聚合作用能够有效调节前飞来流对下洗流场的影响。两侧旋翼产生的下洗气流在旋翼间区域相互作用, 使气流具有更强的向下输运能力, 近地涡结构受到一定程度限制, 降低了来流对下洗流场的扰动。同时, 聚合后的下洗气流速度分布更加集中, 流场稳定性得到提高。相比之下, 距径比 2.6 工况由于旋翼间距离较大, 旋翼尾流之间缺少明显的聚合作用, 前飞来流更容易进入旋翼间区域并改变局部速度分布, 使下洗气流偏移程度增加。说明在低速前飞阶段, 小距径比结构表现出更好的流场稳定能力。

当飞行速度增加至 2 m/s 时, 前飞来流速度进一步提高, 对旋翼下洗流场产生更强冲击作用。距径比 1.8 工况下, 虽然来流扰动增强, 但旋翼间聚合结构仍然存在, 下洗气流能够保持一定的向下发展趋势, 旋翼间区域仍具有较明显的速度连续性, 说明聚合下洗流场对前飞扰动具有一定的缓冲作用。相比之下, 距径比 2.6 工况由于缺少有效的聚合机制, 旋翼间区域对来流扰动的抵抗能力降低, 尾流结构受到明显影响, 下洗气流向后偏移程度增加, 流场稳定性下降。

当飞行速度进一步增加至 3 m/s 时, 前飞来流作用显著增强, 流场受到强烈扰动。对于距径比 1.8 工况, 虽然旋翼间聚合作用仍能够在一定程度上维持下洗气流结构, 但此时来流扰动已经超过聚合作用的调节能力, 近地涡结构逐渐减弱, 下洗气流出现明显后倾和偏移, 原有向下发展的流动形态受到破坏。对于距径比 2.6 工况, 由于旋翼间缺乏气流聚合作用, 强来流作用下下洗气流更容易发生偏转和扩散, 流场破坏程度更加明显。此时, 两种距径比条件下的下洗流场均受到较强影响, 表明此时前飞来流已经超出了下洗气流的最大抗风扰程度。

综合分析表明, 旋翼轴距主要通过影响下洗气流聚合程度改变四旋翼前飞状态下的流场稳定性。较小距径比可增强旋翼间气动耦合, 促进下洗气流向中心区域聚合, 从而提高低速前飞时的抗扰能力; 随着前飞速度增加, 来流扰动逐渐增强, 当超过聚合结构的调节能力后, 下洗流场稳定性明显下降。较大距径比虽然可减弱尾流干扰, 但同时削弱了气流聚合作用, 因此在低速前飞状态下抗扰能力相对较弱。

6. 结论

本文采用数值模拟与实验相结合的方法, 研究了不同旋翼轴距条件下四旋翼无人机的气动特性及下洗流场变化规律, 主要结论如下:

(1) 通过不同转速下的升力实验对数值模型进行验证, 实验结果与数值计算结果变化趋势一致, 最大相对误差为 8.5%, 平均相对误差为 6.7%, 表明所建立的数值模型具有较好的可靠性, 可用于四旋翼气动特性分析。

(2) 旋翼轴距对悬停状态下的升力及尾流干扰具有明显影响。较小距径比条件下, 相邻旋翼尾流耦合作用较强, 对旋翼升力产生一定影响; 随着距径比增大, 旋翼间气动干扰逐渐减弱, 平均升力逐步恢复并趋于稳定。当距径比达到 2.6 后, 四旋翼平均升力已接近孤立单旋翼水平, 继续增大轴距对升力改善作用有限。

(3) 旋翼轴距主要通过改变下洗气流聚合作用影响前飞状态下的流场稳定性。较小距径比能够增强旋翼间气动耦合, 促进下洗气流聚合, 从而提高低速前飞状态下的抗扰能力; 较大距径比虽然减弱了旋翼间尾流干扰, 但同时削弱了气流聚合作用。随着前飞速度增加, 来流扰动逐渐增强, 下洗气流后向偏转加剧, 当来流作用超过聚合结构的调节能力后, 不同轴距条件下的流场稳定性均明显下降。

综上, 旋翼轴距对四旋翼无人机的升力性能和下洗流场稳定性具有双重影响。增大轴距有利于减弱旋翼间气动干扰, 而适当减小轴距可利用下洗气流聚合作用增强低速前飞抗扰能力。因此, 四旋翼结构设计中应综合考虑悬停升力与前飞流场稳定性, 对旋翼轴距进行合理匹配。

参考文献

- [1] 李政, 杨学来. 城市低空域环境下无人机飞行性能优化及民用场景适配分析[J]. 深圳特区科技, 2026(3): 103-105.
- [2] 李道春, 刘奕良, 阚梓, 等. 低空气动环境及其对无人机气动影响研究综述[J]. 国防科技大学学报, 2026, 48(2): 1-28.
- [3] 鲜斌, 耿向威. 基于深度学习的四旋翼无人机地面效应补偿降落控制设计[J]. 控制与决策, 2021, 36(11): 2637-2646.
- [4] Yoon, S., Lee, H.C. and Pulliam, T.H. (2016) Computational Analysis of Multi-Rotor Flows. *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, San Diego, 4-8 January 2016, 1-11. <https://doi.org/10.2514/6.2016-0812>
- [5] 王宇, 白兴之, 张代贤, 等. 多旋翼近水面效应气动特性实验[J]. 航空学报, 2026, 47(4): 20-36.
- [6] Sanchez-Cuevas, P.J., Heredia, G. and Ollero, A. (2017) Multirotor UAS for Bridge Inspection by Contact Using the Ceiling Effect. *2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, Miami, 13-16 June 2017, 767-774. <https://doi.org/10.1109/icuas.2017.7991412>
- [7] 陈泽荣, 储远振, 孙伟鹏, 等. 重载无人机共轴双旋翼系统的气动性能分析[J]. 机电工程技术, 2025, 54(9): 132-137.

-
- [8] 李洒, 杨建明, 巩超. 面向平飞姿态的四旋翼无人机机身造型设计[J]. 机械设计, 2025, 42(2): 186-192.
 - [9] 王宗辉, 赵弘睿, 杨云军, 等. 倾转旋翼无人机悬停状态气动弹性数值模拟[J]. 现代防御技术, 2025, 53(3): 57-65.
 - [10] 沈佳琦, 涂良辉, 徐王强, 等. 组合式无人机多目标气动外形优化[J]. 南昌航空大学学报(自然科学版), 2026, 40(1): 1-9.
 - [11] 梅领润, 李艳杰, 张广玉. 矢量旋翼无人机动力学建模及仿真分析[J]. 科学技术与工程, 2026, 26(21): 8951-8959.
 - [12] 李军, 黄巍煌, 李希桓. 多翼型组合模块化翼身融合无人机优化设计[J/OL]. 航空工程进展: 1-9. <https://link.cnki.net/urlid/61.1479.V.20260120.2124.005>, 2026-08-24.
 - [13] 杨阳. 组合式无人机气动外形优化及气动干扰问题研究[D]: [硕士学位论文]. 南昌: 南昌航空大学, 2024.