

doi: 10.7690/bgzd.2025.04.020

无人机倾斜式双旋翼气动特征分析

刘荣豪¹, 李哲伦², 李广伟³

(1. 中国兵器装备集团自动化研究所有限公司无人机事业部, 四川 绵阳 621000;

2. 中国兵器工业第二〇八研究所科研发展部, 北京 102202;

3. 陆军装备部驻重庆地区军事代表局驻广元地区军事代表室, 四川 广元 628017)

摘要: 为提升多旋翼无人机抗风性能, 对倾斜式双旋翼的气动特性进行分析。通过分析桨盘倾角对同轴非共轴形式布局的影响, 螺旋桨与电机座之间采用一定安装角倾斜安装, 以增大偏航控制力矩, 倾斜式的桨盘设计使每个旋翼具备多个旋转自由度, 能够有效纠正姿态, 提高无人机的稳态性能。对不同倾角的双旋翼进行了试验和计算流体力学 (computational fluid dynamics, CFD) 数值模拟。结果表明: 该研究能为倾斜式多旋翼无人机提供设计支撑。

关键词: 旋翼无人机; 共轴; 旋翼倾角; 气动性能

中图分类号: V279 **文献标志码:** A

Analysis of Aerodynamic Characteristics of Tilt Twin Rotor of UAV

Liu Ronghao¹, Li Zhelun², Li Guangwei³

(1. Department of UAV, Automation Research Institute Co., Ltd. of China South Industries Group Corporation, Mianyang 621000, China; 2. Research and Development Department, No. 208 Research Institute of China Ordnance Industries, Beijing 102202, China; 3. PLA Presentation Office in Guangyuan District, PLA Representation Bureau of Army Equipment Department in Chongqing, Guangyuan 628017, China)

Abstract: In order to improve the anti-wind performance of multi-rotor UAV, the aerodynamic characteristics of tilt-rotor were analyzed. By analyzing the influence of the rotor disk inclination angle on the coaxial and non-coaxial configuration of the UAV, a certain installation angle is adopted between the propeller and the motor base to increase the yaw control moment, and the inclined rotor disk design enables each rotor to have multiple rotational degrees of freedom, which can effectively correct the attitude and improve the steady-state performance of the UAV. Experiments and computational fluid dynamics (CFD) numerical simulations were carried out on twin rotors with different pitch angles. The results show that the research can provide design support for the tilting multi-rotor UAV.

Keywords: rotary-wing UAV; coaxial; rotor pitch angle; aerodynamic performance

0 引言

常规多旋翼无人机, 飞行稳定性差、控制困难, 遇到侧风时容易侧翻而坠机。目前, 针对国内外多旋翼无人机欠驱动这一特征已经提出并应用了多种整改措施, 如倾转旋翼等。随着外形结构复杂化, 多旋翼无人机的流场特征也将受到不同程度的干扰, 这对其飞行性能具有重大影响。

国内外学者对多旋翼无人机的气动性能和流场干扰以及桨盘倾斜方式等方面做了很多研究工作。Arizaga 等^[1]提出电机沿机臂倾转的多旋翼无人机; Giribet 等^[2]则采用电机内倾的方式完成桨盘倾斜设计; Lakshminarayan 等^[3]以微型无人飞行器外形对共轴双旋翼进行数值仿真, 分析了无人机在悬停时的流场特征。Bohorquez^[4]、雷瑶等^[5]利用风洞试验与计算流体力学 (CFD) 模拟分析了不同桨距下的共

轴双旋翼的气动性能, 得出了间距比为 0.385 时悬停效率比较高的结论; 童自力等^[6]采用气动仿真的方式研究了双旋翼诱导速度场的结构及分布, 分析了双旋翼间的相互干扰。现有研究多数建立在共轴双旋翼的布局基础上, 但是对非共轴双旋翼气动特征分析以及桨盘倾斜角度的影响研究仍然欠缺。不同于共轴布局, 非共轴双旋翼具备能够有效削弱桨尖涡流强度并抵消反扭矩的优势。

笔者构建了不同桨盘倾角影响下的同轴非共轴双旋翼的计算模型, 对其在不同倾角下的气动性能进行了数值模拟分析。

1 数值模拟方法

1.1 几何模型及网格

笔者采用的旋翼为工业级 34 寸两叶桨, 其 3 维模型如图 1 所示。

收稿日期: 2024-08-13; 修回日期: 2024-09-14

第一作者: 刘荣豪(1997—), 男, 四川人, 硕士。

1.2 数值计算

1.2.1 数值模拟

剪切应力传输 (shear stress transport, SST) $k-\omega$ 模型广泛适用于低雷诺数的流动工况, 为一种双方程粘涡模型, 在近壁面处利用 $k-\omega$ 的鲁棒性, 便于采集粘性底层的流动, 而在主流区则利用 $k-\varepsilon$ 模型在计算远场的优点, 同时增加横向耗散导数项, 因此笔者在对旋翼周围流场数值模拟时选择 SST $k-\omega$ 湍流模型。

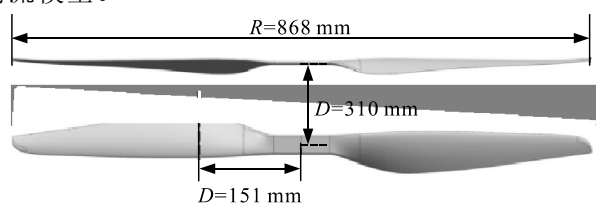


图 1 桨叶 3 维模型

1.2.2 边界条件

对于悬停情况的边界条件, inlet 采用速度入口、outlet 为压力出口、旋翼表面为粘性无滑移固壁, 远场壁面为速度入口, 如图 2 所示。上下旋翼与外流场静域之间的交界面采用 Interface 边界条件, 如图 3 所示。旋翼动域针分别使用多参考坐标系 (multi-reference frame, MRF) 方法处理, 上下旋翼旋转速度大小均为 2 700 r/min。

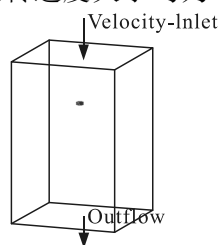


图 2 远场示意图

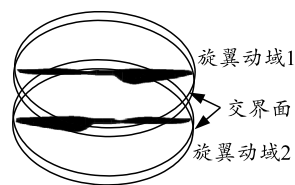


图 3 旋翼动域示意图

1.2.3 网格收敛性研究

网格收敛指数 (grid convergence index, GCI) 作为一种衡量网格误差的量化工具, 通常采用 3 种细化程度的网格, 以具有代表性的物理量进行误差分析, 如表 1 所示, 本研究中选用旋翼升力 L 作为参考值进行分析。

表 1 不同网格粗细的收敛指数

序号	网格数量	L/N	$ \varepsilon $	GCI
1	2, 276, 488	202.124	—	—
2	4, 607, 084	197.498	0.023 40	0.003 960
3	9, 091, 009	196.947	0.002 80	0.000 472

GCI 可由下式计算得出:

$$GCI = F_s |\varepsilon| / (r^p - 1). \quad (1)$$

式中: F_s 为安全因子取 1.25; ε 为相邻参考物理量的相对误差; r 为网格细化的比值; p 为收敛阶数, r^p 由下式得到:

$$r^p = (N_{i+1}/N_i)^{\frac{\ln((L_3-L_2)/(L_2-L_1))}{3\ln(r)}}. \quad (2)$$

为了验证该模型的升力值处于渐进范围内, 收敛指数 F_s 间应满足的比值关系为:

$$GCI_{2,3}/r^p GCI_{1,2} \approx 1. \quad (3)$$

上述比值关系为 1, 则此时的数值结果接近精确解, 继续细化网格将不会对计算结果产生影响。

1.2.4 网格划分

采用 T-Rex 非结构网格拓扑方式划分流体域网格。如图 4 所示, 棱柱网格层数为 10 层, 增长率为 1.2。网格 3 维剖面如图 5 所示, 其纵横比大小近似为 1, 最大值小于 10, 该网格具备较好的网格质量。

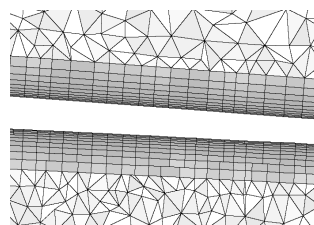


图 4 壁面边界层网格

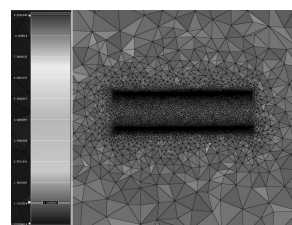


图 5 3 维剖面网格分布

1.3 方法验证

通过图 6 数据对比, 可以看出试验数据与网格收敛性研究后选取的网格数值计算结果基本吻合, 在转速为 500 至 3 300 r/min 范围内, 低转速工况下两者数据基本一致, 随后相对误差同转速增大而减小, 2 700 r/min 时相对误差为 6%。

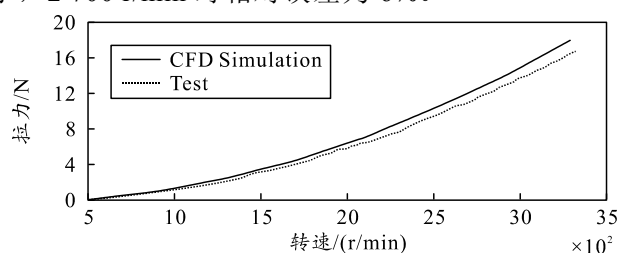


图 6 CFD 仿真计算与试验结果对比

2 结果分析

2.1 无倾角结果分析

本研究所选取的翼间距约为 35% R , 上下旋翼的旋转速度大小 2 700 r/min, 旋转方向相反, 保持悬停状态, 得到表 2 所示旋翼升力值。对比得知, 在相同电机输出功率的情况下, 下旋翼的力效降低, 损失超过 20%, 上旋翼升力占总升力值的 57.6% 左右, 上下旋翼力效之和较试验数据值损失约 15%。

表 2 上下旋翼升力值 N

上旋翼	下旋翼	双旋翼
113.56	83.39	196.95

从涡流影响角度来看，上下旋翼之间存在明显的涡流干扰现象，从图 7 所示的 Q 准则等值面可以看出，下洗流以下旋翼所牵动的流场变化为主，其中包含翼尖涡和翼根涡，翼尖涡分布范围较大，且有明显的扩张趋势，翼根涡分布于翼根处，主要由上旋翼驱动的垂直气流经过下旋翼根部产生。上下旋翼之间涡流受干扰程度较大，并向翼根处汇集。

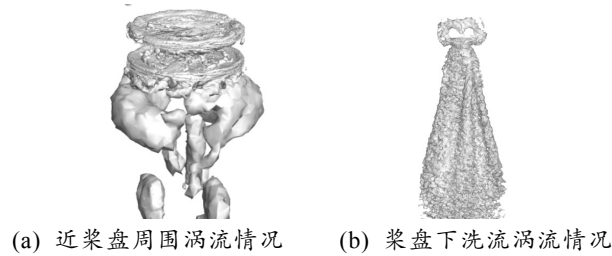


图 7 基于 Q 准则的涡流等值面

2.2 倾角结果分析

改变桨盘倾角对整体升力性能的影响如图 8 所示。图 8 可以看出：桨盘倾角对同轴非共轴式的旋翼组呈负相关关系，随着倾角增大，拉力值下降，下降率逐渐增大，这是由于桨间涡流重叠程度随着单侧旋翼间距变小而增大，涡流重叠范围越大，气动干扰越强。

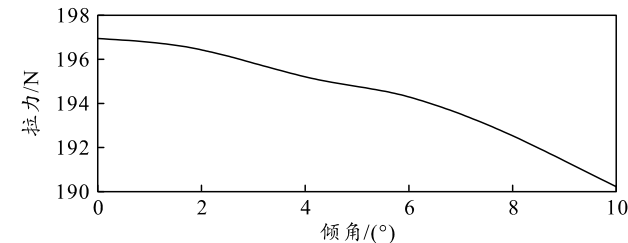


图 8 不同桨盘倾角下的升力变化趋势

通过比较桨盘倾斜程度对涡流分布的影响(图 9)，可以观察到左侧涡流随倾角增大而受挤压逐渐向外扩散，造成涡流变形，10°倾斜角时上下旋翼单侧距离较近，涡流轨迹开始出现明显不规则发散。

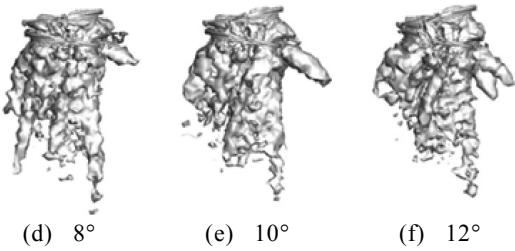
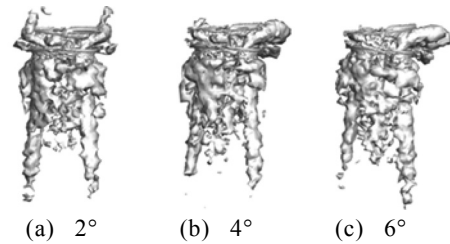


图 9 不同桨盘倾角下的涡流变化

3 结论

通过分析 0 倾角的涡流分布以及 2~10°倾角的气动性能变化趋势，得到以下结论：

- 1) 在 0 倾角的情况下，尾迹流与下洗流的共同干扰产生的气动耦合使同轴非共轴布局的双旋翼升力损失约 15%。
- 2) 10°桨盘倾角下，对无人机整体升力影响较小，但从涡流场来看，该倾斜角度有明显的涡流干扰现象，影响悬停效率；因此，螺旋桨与电机座之间采用较小的桨盘角倾斜安装，其产生的水平分力能够增大偏航控制力矩，以提高航向调整时的灵活性，有效地将常规多旋翼的欠驱动系统转变为全驱动系统，使得无人机能够快速做出姿态反馈，提高无人机的抗风性能。

参考文献：

[1] ARIZAGA J M, CASTANEDA H, CASTILLO P, et al. Adaptive Control for a Tilted-Motors Hexacopter UAS Flying on a Perturbed Environment[C]//2019 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). IEEE, 2019.

[2] GIRIBET J I, SANCHEZPENA R S, GHERSIN A S, et al. Analysis and design of a tilted rotor hexacopter for fault tolerance[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2016, 52(4): 1555-1567.

[3] LAKSHMINARAYAN V K, BAEDER J D. Computational investigation of coaxial rotor aerodynamics in hover[C]//American Helicopter Society Specialist's Conference Proceedings on Aeromechanics. CA: San Francisco, 2008: 23-25.

[4] BOHORQUEZ F. Rotor hover performance and system design of an efficient coaxial rotary wing micro-air vehicle[D]. Maryland: University of Maryland, 2007.

[5] 雷瑶, 纪玉霞, 汪长炜. 微型共轴双旋翼气动性能数值模拟与试验分析[J]. 实验流体力学, 2017, 31(5): 67-73.

[6] 童自力, 孙茂. 共轴式双旋翼流动的 N-S 方程模拟[J]. 航空学报, 1998, 19(1): 6.