

定桨距共轴双旋翼无人机桨盘干扰气动分析

彭泽洋¹, 邵伟平^{1*}, 郝永平^{1,2}, 余俊逸¹, 王荟霖²

¹沈阳理工大学机械工程学院, 辽宁 沈阳

²沈阳理工大学装备工程学院, 辽宁 沈阳

收稿日期: 2026年7月19日; 录用日期: 2026年8月12日; 发布日期: 2026年8月18日

摘要

为探明定桨距共轴双旋翼无人机悬停时上下桨盘间的气动干扰机理, 针对一款小型共轴无人机建立气动数值模型。运用计算流体动力学(CFD)方法, 对比分析了单旋翼基准、实机间距及不同间距比工况下的速度场、压力分布与载荷特性。结果表明: 上旋翼下洗流会恶化下旋翼入流条件, 导致下旋翼拉力较上旋翼减小约14% (上旋翼拉力约占总拉力的54%), 系统总拉力较两副孤立单旋翼损失约20%; 以“总拉力不低于测试最大值的90%、净扭矩不高于0.1 N·m、流场未出现明显无序小尺度涡, 并在满足上述条件时取最小轴向间距”为工程判据, 推荐间距比范围为0.369~0.45; 对于强调结构紧凑性的样机, 选取该范围下限0.369; 桨盘干扰会打破反扭矩平衡, 使上旋翼扭矩较下旋翼小约6%, 系统呈现逆时针自旋趋势。该研究结果可为共轴双旋翼无人机的结构布局优化、旋翼间距选取及差速偏航控制补偿提供理论依据。

关键词

定桨距, 共轴双旋翼, 桨盘干扰, 旋翼间距比, 计算流体动力学

Aerodynamic Interference Analysis of Rotor Disks for a Fixed-Pitch Coaxial Dual-Rotor UAV

Zeyang Peng¹, Weiping Shao^{1*}, Yongping Hao^{1,2}, Junyi Yu¹, Huilin Wang²

¹School of Mechanical Engineering, Shenyang Ligong University, Shenyang Liaoning

²School of Equipment Engineering, Shenyang Ligong University, Shenyang Liaoning

Received: July 19, 2026; accepted: August 12, 2026; published: August 18, 2026

Abstract

To investigate the aerodynamic interference mechanism between the upper and lower rotor disks

*通讯作者。

文章引用: 彭泽洋, 邵伟平, 郝永平, 余俊逸, 王荟霖. 定桨距共轴双旋翼无人机桨盘干扰气动分析[J]. 建模与仿真, 2026, 15(8): 73-85. DOI: 10.12677/mos.2026.158124

of a fixed-pitch coaxial counter-rotating unmanned aerial vehicle (UAV) in hovering state, an aerodynamic numerical model was established for a small-scale coaxial UAV. Using computational fluid dynamics (CFD) methods, the velocity fields, pressure distributions, and load characteristics were comparatively analyzed under the baseline single-rotor condition, practical-clearance coaxial condition, and various rotor spacing ratio conditions. The results indicate that the downwash of the upper rotor deteriorates the inflow conditions of the lower rotor, leading to a 14% reduction in the thrust of the lower rotor compared to the upper rotor (with the upper rotor accounting for approximately 54% of the total thrust); moreover, the total thrust of the coaxial system suffers an approximate 20% loss compared to two isolated single rotors. Under an engineering criterion that (i) requires the total thrust to reach at least 90% of the maximum tested value, the net torque not to exceed 0.1 N·m, and no evident disordered small-scale vortices, and (ii) selects the minimum axial spacing satisfying these requirements, the recommended spacing-ratio range is 0.369~0.45. For the compact prototype equipped with 613-mm-diameter rotors, the lower bound (0.369) is selected. Furthermore, the inter-disk interference disrupts the anti-torque balance, rendering the torque of the upper rotor about 6% smaller than that of the lower rotor, which induces a counter-clockwise yawing trend in the system. The research findings provide a theoretical basis for the aerodynamic layout optimization, rotor spacing selection, and differential-torque yaw control compensation of coaxial UAVs.

Keywords

Fixed Pitch, Coaxial Dual-Rotor, Rotor Disk Interference, Rotor Spacing Ratio, CFD

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

共轴双旋翼无人机通过上下两副旋翼同轴反向旋转抵消反扭矩, 具有结构紧凑、无需尾桨、悬停效率较高和机体横向尺寸小等特点, 适用于小型化、便携式和狭小空间作业平台。与常规单旋翼和多旋翼构型相比, 共轴双旋翼可在较小平面尺寸内获得较大的有效桨盘面积和升力输出, 因此在侦察、巡检、载荷投放及低空作业平台中具有一定应用价值[1]-[3]。

定桨距共轴双旋翼无人机结构相对简单, 桨距角固定, 升降主要依靠上下电机同步调速实现, 偏航通过上下电机差速产生反扭矩差实现, 横滚和俯仰则通过桨盘的倾斜实现。由于简化了复杂的变距机构, 该类构型具有结构简单、可靠性高和便于实现折叠收纳等优点。然而, 定桨距旋翼不能通过桨距调节改善局部气动状态, 其气动性能对转速、旋翼间距和上下旋翼尾迹干扰更加敏感。尤其在悬停状态下, 上旋翼下洗流直接进入下旋翼工作区域, 使下旋翼入流速度、有效迎角、压力分布和扭矩特性发生变化, 从而影响整机升力效率和偏航稳定性[4]。

目前, 国内外关于共轴双旋翼气动特性的研究主要集中于旋翼间距、上下旋翼尾迹干扰、拉力损失、净扭矩变化和非定常涡结构演化等方面。吕扬等[1]针对双电机直驱共轴双旋翼系统开展实验与计算流体动力学研究, 分析了旋翼间距对悬停拉力、净扭矩和流场演化的影响。朱正等[5]研究了悬停状态下共轴刚性双旋翼非定常流动干扰机理, 指出上下旋翼间存在明显气动耦合。Uehara 等[6]分析了共轴旋翼叶片相遇载荷及变形特征。祁浩天等[7]进一步研究了旋翼间距对共轴旋翼气动噪声的影响。相关研究表明, 旋翼间距是影响共轴双旋翼气动性能的重要参数, 合理间距可改善上下旋翼之间的流动耦合关系[8]-[10]。

以一款小型定桨距共轴双旋翼无人机为研究对象, 建立悬停状态下的计算流体动力学数值计算模型,

分析单旋翼基准工况、实机间距工况和不同间距比工况下的拉力、扭矩、速度场与压力分布，揭示上下桨盘干扰对共轴双旋翼气动性能的影响机理，为旋翼间距设计和飞行控制补偿提供依据。

2. 定桨距共轴双旋翼气动理论分析

2.1. 定桨距旋翼拉力模型

定桨距旋翼的桨距角在工作过程中保持不变，旋翼拉力主要由电机转速决定。在悬停状态下，旋翼对空气做功，使气流获得向下的诱导速度。根据动量理论，旋翼拉力可表示为

$$T = 2\rho A v_i^2 \quad (1)$$

式中： T 为旋翼拉力，N； ρ 为空气密度， kg/m^3 ； A 为桨盘面积， m^2 ； v_i 为诱导速度， m/s 。

对定桨距旋翼而言，在一定工作范围内，诱导速度与旋翼角速度近似成正比，因此旋翼拉力可近似表示为

$$T = k_T \Omega^2 \quad (2)$$

式中： k_T 为拉力系数； Ω 为旋翼角速度， rad/s 。

旋翼反扭矩可近似写为

$$Q = k_Q \Omega^2 \quad (3)$$

式中： Q 为旋翼反扭矩， $\text{N}\cdot\text{m}$ ； k_Q 为反扭矩系数。

由式(2)和式(3)可知，定桨距共轴双旋翼无人机的升降主要依赖上下电机同步调速，偏航主要依赖上下电机差速。因此，其气动分析重点应放在转速、桨盘间距和上下旋翼气动干扰对拉力与扭矩的影响上。

2.2. 共轴双旋翼桨盘干扰机理

在共轴双旋翼系统中，上下旋翼同轴布置并反向旋转。理想状态下，若上下旋翼工作环境完全一致，二者反扭矩可相互抵消，系统净偏航力矩为零。然而，实际悬停状态下，上旋翼产生的下洗流会进入下旋翼工作区域，使下旋翼处于非均匀诱导流场中。

共轴双旋翼桨盘干扰主要表现为：下旋翼入流速度增大，有效迎角发生变化；下旋翼拉力相对于孤立单旋翼出现损失；上下旋翼反扭矩不完全相等，系统出现残余净扭矩；上下桨盘之间涡结构发生合并、发展或分离，影响系统能量耗散。由此可知，共轴双旋翼气动性能不仅取决于单副旋翼的桨叶几何和转速，也与上下旋翼之间的轴向间距密切相关[11]-[13]。

2.3. 旋翼间距比定义

为描述上下旋翼轴向间距对气动性能的影响，定义旋翼间距比为

$$\lambda_h = \frac{h}{R} \quad (4)$$

式中： h 为上下桨盘轴向间距， mm ； R 为旋翼半径， mm 。

实机旋翼半径 $R = 306.5 \text{ mm}$ ，桨间距 $h = 113 \text{ mm}$ ，则间距比为 0.369。将此作为重点分析工况，并设置其他间距比作为对比工况，以研究旋翼间距对桨盘干扰和气动性能的影响。

3. CFD 数值计算模型

3.1. 几何模型

实机旋翼所采用的翼型为 NACA6409，直径 $D = 613 \text{ mm}$ 螺距 $P = 6.5 \text{ in}$ 。为突出桨盘干扰对气动性

能的影响, 计算中忽略机身及其附加结构, 仅保留上下两副同轴反转旋翼, 简化后的旋翼几何模型如图 1 所示。



Figure 1. Geometric model of the fixed-pitch coaxial dual-rotor
图 1. 定桨距共轴双旋翼几何模型

3.2. 计算域设置与网格划分

计算域由外部静止域、上旋转域和下旋转域组成。外部静止域用于模拟旋翼周围远场空气区域, 两个旋转域分别包络上、下旋翼, 用于施加反向旋转运动。为减小边界对计算结果的影响, 外部静止域的直径应取为旋翼直径的 10 倍, 入口距上旋翼中心约为 3 D, 出口距下旋翼中心约为 7 D。旋转域的直径应取为旋翼直径的 2.4 倍, 高度约为 0.4 D, 以准确捕捉桨尖涡、诱导速度及上下旋翼之间的气动干扰[14]。

网格划分采用非结构化网格, 并在桨尖涡区、旋翼间隙区、近旋转域过渡区和尾迹发展区域进行局部加密。为保证旋翼壁面附近边界层流动能够得到充分解析, 设定目标无量纲壁面距离 $y^+ = 1$ 。在边界层参数计算过程中, 以桨尖线速度作为特征速度, 以桨尖处弦长作为特征长度[1], 最终计算得到边界层第一层网格高度为 0.02 mm, 边界层总层数设置为 8 层。因此, 整个计算域的网格划分结果如图 2 所示。

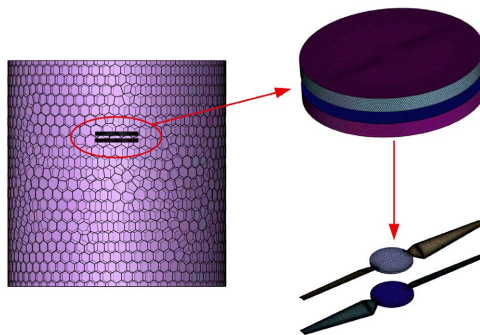


Figure 2. Mesh distribution
图 2. 网格分布

3.3. 边界条件与求解设置

主要分析悬停工况。上下旋翼转速均设为 3000 r/min, 旋转方向相反。计算方法采用 MRF 方法进行稳态计算。湍流模型选用 SST $k-\omega$ 模型, 该模型兼具近壁区计算精度和远场稳定性, 适用于旋翼边界层及分离流动分析[15]-[17]。将桨叶表面设置为无滑移壁面, 并设置压力入口和压力出口。压力-速度耦合采用 SIMPLE 算法, 收敛判据设置为残差低于 10^{-5} , 并监测上下旋翼拉力和扭矩是否稳定。

3.4. 仿真工况设计

为分析共轴双旋翼桨盘干扰特性, 设置单旋翼基准工况、实机工况和不同间距对比工况。其中, 单旋翼基准工况用于获得孤立旋翼拉力和扭矩, 作为共轴双旋翼拉力损失分析基准; 实机工况用于分析实际结构气动性能; 不同间距对比工况用于分析旋翼间距对气动性能和流场结构的影响。仿真工况设置见表 1。

Table 1. Simulation conditions
表 1. 仿真工况设置

工况编号	间距比	转速/(r/min)	说明
Case 1	-	3000	单旋翼
Case 2	0.25	3000	小间距
Case 3	0.3	3000	较小间距
Case 4	0.369	3000	实机间距
Case 5	0.45	3000	较大间距
Case 6	0.55	3000	大间距

4. 结果与分析

4.1. 单旋翼气动特性验证

为验证计算模型的合理性，首先对单旋翼悬停工况进行计算，获得不同转速下的拉力变化规律。根据定桨距旋翼理论，旋翼拉力与转速平方近似成正比，即

$$T \propto \Omega^2 \quad (5)$$

用 Origin 对仿真结果进行函数拟合，发现拉力随转速呈二次增长趋势，且决定系数 $R^2 = 0.997$ ，说明数值模型能够较好地反映定桨距旋翼的基本气动特性。单旋翼计算结果可作为后续共轴双旋翼拉力损失分析的基准。图 3 为单旋翼拉力与转速拟合曲线。

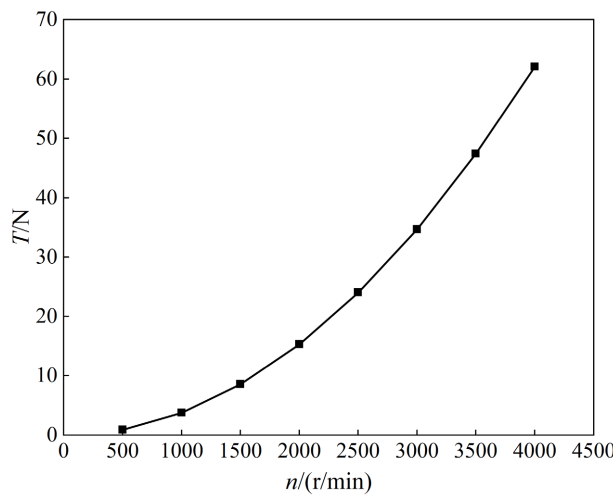


Figure 3. Fitted curve of thrust versus rotational speed for a single rotor
图 3. 单旋翼拉力与转速拟合曲线

4.2. 共轴双旋翼拉力特性

在共轴双旋翼中，上旋翼处于相对干净的来流环境中，而下旋翼位于上旋翼尾迹区域内，因此上下旋翼拉力存在差异。上旋翼下洗流进入下旋翼盘面后，会改变下旋翼局部入流速度和有效迎角，使下旋翼拉力小于同转速下的孤立单旋翼拉力。

为量化共轴布局引起的拉力损失，定义拉力保持系数为

$$\eta_T = \frac{T_u + T_l}{2T_s} \quad (6)$$

式中: T_u 为上旋翼拉力, N; T_l 为下旋翼拉力, N; T_s 为同转速下孤立单旋翼拉力, N。当 $\eta_T < 1$ 时, 说明共轴双旋翼系统存在拉力损失。

拉力损失率定义为

$$\Delta T = \frac{2T_s - (T_u + T_l)}{2T_s} \times 100\% \quad (7)$$

图4给出了旋翼拉力对比曲线, 其中(a)图为上下旋翼拉力对比, (b)图为共轴双旋翼总拉力与单旋翼基准对比。由图可知, 在实机间距比 $\lambda_h = 0.369$ 下, 上下旋翼拉力分布存在明显差异, 上旋翼拉力约占总拉力的 54%, 下旋翼受上旋翼尾迹影响使拉力约低于上旋翼的 14%; 共轴系统总拉力低于两副孤立单旋翼拉力之和, 拉力损失率约为 20%。

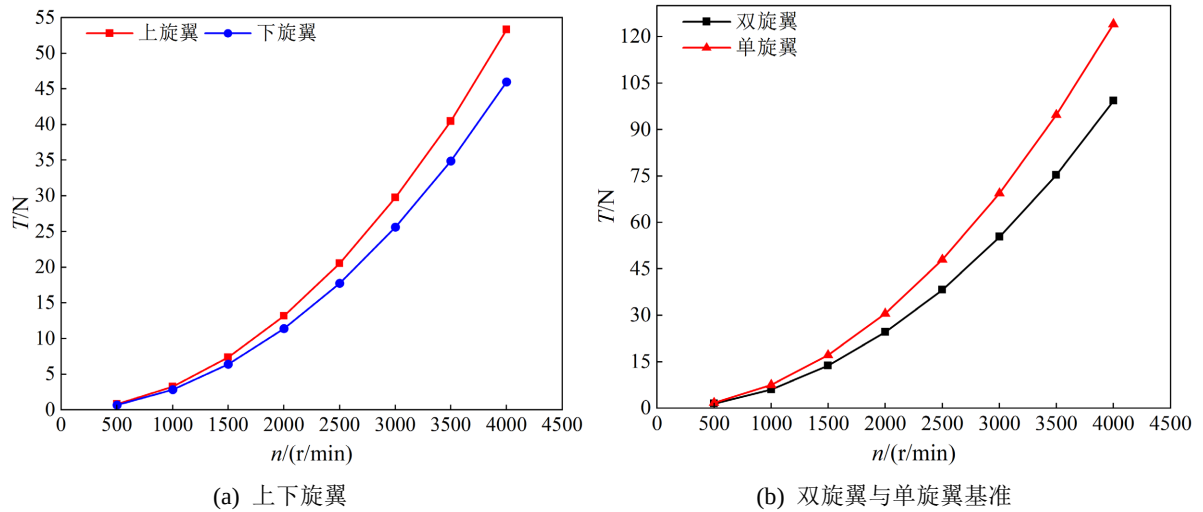


Figure 4. Rotor thrust comparison curves

图4. 旋翼拉力对比曲线

4.3. 共轴双旋翼扭矩特性

共轴双旋翼通过上下旋翼反向旋转抵消反扭矩。理想状态下, 若上下旋翼扭矩大小相等、方向相反, 则系统净扭矩为零。但由于上下旋翼处于不同流场环境中, 实际工作时二者反扭矩难以完全抵消, 系统存在残余净扭矩[18]-[20]。

系统净扭矩可表示为

$$M_z = Q_u + Q_l \quad (8)$$

式中: Q_u 为上旋翼反扭矩, N·m; Q_l 为下旋翼反扭矩, N·m。

图5给出了上下旋翼反扭矩对比曲线, 图6给出了净扭矩变化曲线。从扭矩分析可知, 上下旋翼反扭矩不平衡, 上旋翼反扭矩比下旋翼小约 6%, 无人机有逆时针自旋的趋势, 则飞控系统需通过上下电机差速进行补偿。净扭矩随转速呈非线性增长, 并近似符合定桨距旋翼扭矩与转速平方成正比的规律。

依据式(3), 令上下旋翼反扭矩幅值分别为 $|Q_u| = k_{Qu}n_u^2$ 和 $|Q_l| = k_{Ql}n_l^2$, 取平均转速 n_c , 并令 $n_u = n_c + \Delta n/2$ 、 $n_l = n_c - \Delta n/2$, 则偏航净扭矩可写为 $M_z = k_{Ql}n_l^2 - k_{Qu}n_u^2$ 。对小转速差线性化, 可得平衡前馈量 Δn_{ff}

$\approx [(k_{Ql} - k_{Qu}) / (k_{Ql} + k_{Qu})] n_c$ 。因此, 差速补偿应与平均转速近似成比例。按 3000 r/min 工况下上旋翼反扭矩幅值较下旋翼低约 6% 估算, $\Delta n_{ff}/n_c$ 约为 3.1%, 对应上下旋翼总转速差约 93 r/min, 补偿方向为上旋翼增速、下旋翼减速。该数值仅作为标称前馈初值, 仍需通过台架或飞行试验标定。

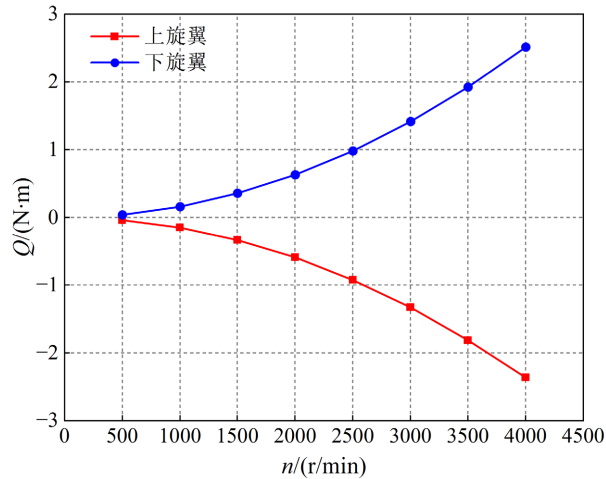


Figure 5. Comparison of anti-torque between upper and lower rotors

图 5. 上下旋翼反扭矩对比曲线

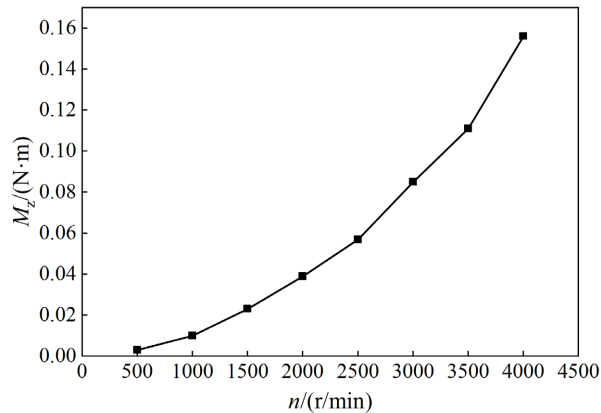


Figure 6. Variation curve of net torque

图 6. 净扭矩变化曲线

据此, 对于间距比固定为 0.369 的本样机, 偏航通道可采用“转速前馈 + 闭环校正”的结构: 由图 5 和图 6 拟合差速前馈量 $\Delta n_{ff}(n_c)$, 再叠加基于偏航角速度与航向误差的 PI 反馈, 以抑制模型误差和外部扰动。上下电机采用对称差速指令, 并设置幅值限幅、变化率限制和积分抗饱和; 差速引起的总拉力变化由升降通道同步修正。该结构直接利用净扭矩的二次非线性, 可避免高速区补偿不足。

4.4. 速度场与下洗流分析

速度场是揭示上下桨盘干扰机理的重要依据。共轴双旋翼悬停时, 上旋翼产生的下洗流向发展, 并在进入下旋翼区域后与下旋翼诱导流叠加。由于上下旋翼反向旋转, 旋翼间流场同时受到轴向诱导速度、周向速度和叶尖涡结构影响。

图 7 给出了实机间距下悬停速度云图。由图可知, 上旋翼下方形成明显的高速下洗流区域, 该区域

进入下旋翼盘面后改变下旋翼入流条件, 导致下旋翼不同半径位置上的有效迎角发生变化, 从而影响拉力和扭矩分布。

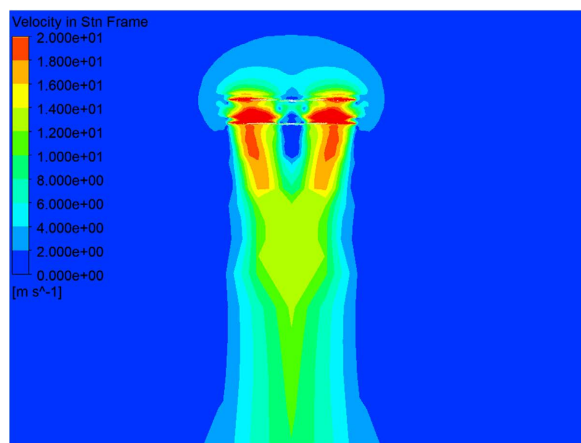
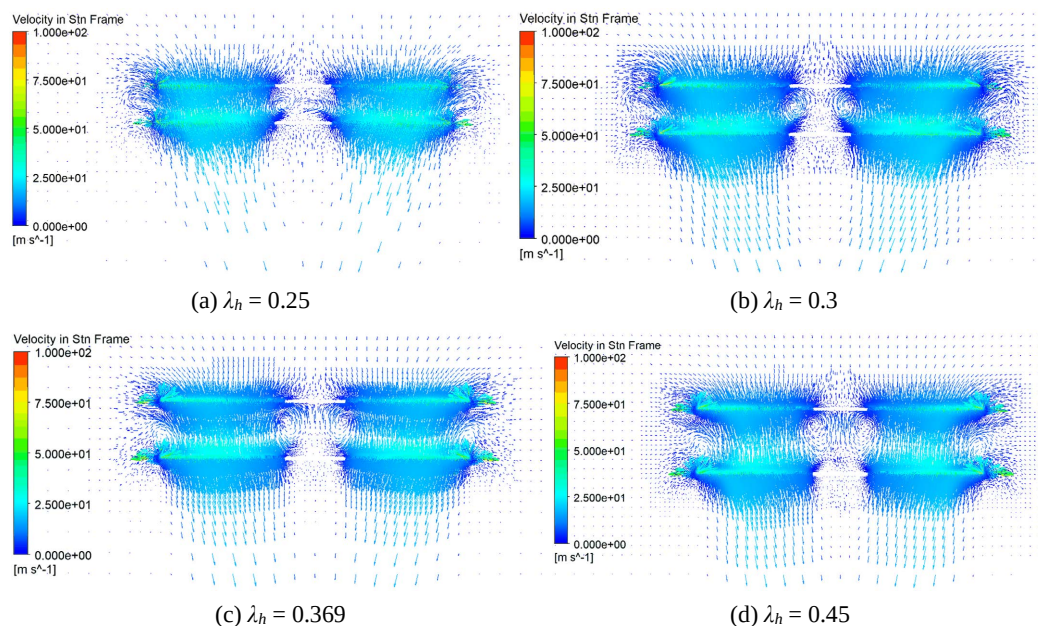


Figure 7. Velocity contour at hover under actual rotor spacing
图 7. 实机间距下悬停速度云图

图 8 给出了不同间距比下速度场对比。在小间距比($\lambda_h = 0.25$)下, 上旋翼下洗流在翼根附近形成的回流区与下旋翼上方因流动冲击产生的涡结构在空间上合并, 形成相对封闭的局部流动结构。该结构约束了流场间的强烈掺混, 使整体流动表现出较高的有序性, 旋翼间大尺度湍流较弱。在中等间距比($\lambda_h = 0.3 \sim 0.45$)下, 旋翼间大尺度涡结构形态较为明显, 随着间距比的增大, 涡结构的尺寸出现先增大后减小的趋势, 当 $\lambda_h = 0.369$ 时, 涡结构尺寸发展至最大, 速度分布均匀, 流线平滑, 表明旋翼间诱导速度场达到较优的动态平衡。在大间距比($\lambda_h = 0.55$)下, 流场中已无明显的涡组织, 取而代之的是广泛分布且方向杂乱的小尺度湍流, 整体湍流强度显著上升。

旋翼间流场结构随间距比增大由有序的大尺度涡逐渐向无序的小尺度湍流转变, 导致流场能量耗散显著增加, 从而使共轴双旋翼出现拉力损失。



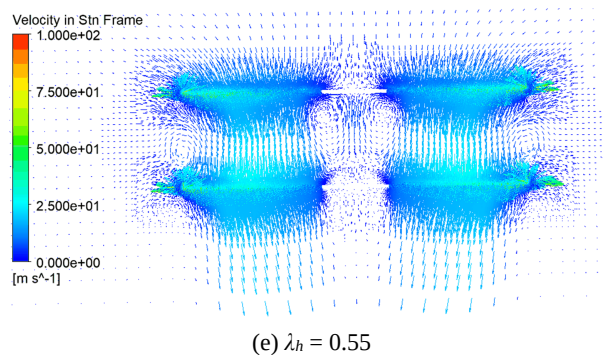


Figure 8. Comparison of velocity fields under different spacing ratios

图 8. 不同间距比下速度场对比

4.5. 压力分布分析

旋翼拉力来源于桨叶上下表面的压力差。对比上下旋翼压力分布可进一步分析共轴干扰对拉力贡献的影响。

图 9 给出了共轴双旋翼表面压力分布与单旋翼基准对比。由图可知，在上旋翼中，其上表面压力分布相对接近孤立单旋翼，而下表面高压核心区明显小于孤立单旋翼，且第二梯度高压区出现局部缺失。在下旋翼中，其上表面负压区明显小于孤立单旋翼，且分布范围向桨叶中心靠近，而下表面高压核心区进一步缩小，且向桨尖处靠近。这主要是由于下旋翼处于上旋翼的强下洗流中，其来流速度与方向发生显著改变，导致桨盘处有效迎角减小，从而使下表面正压强度和覆盖区域大幅下降，最终造成明显的拉力损失。此外，压差核心区域位于旋翼前缘部分的径向距离 $0.6 R \sim 0.9 R$ 处，该处为升力的主要贡献区。

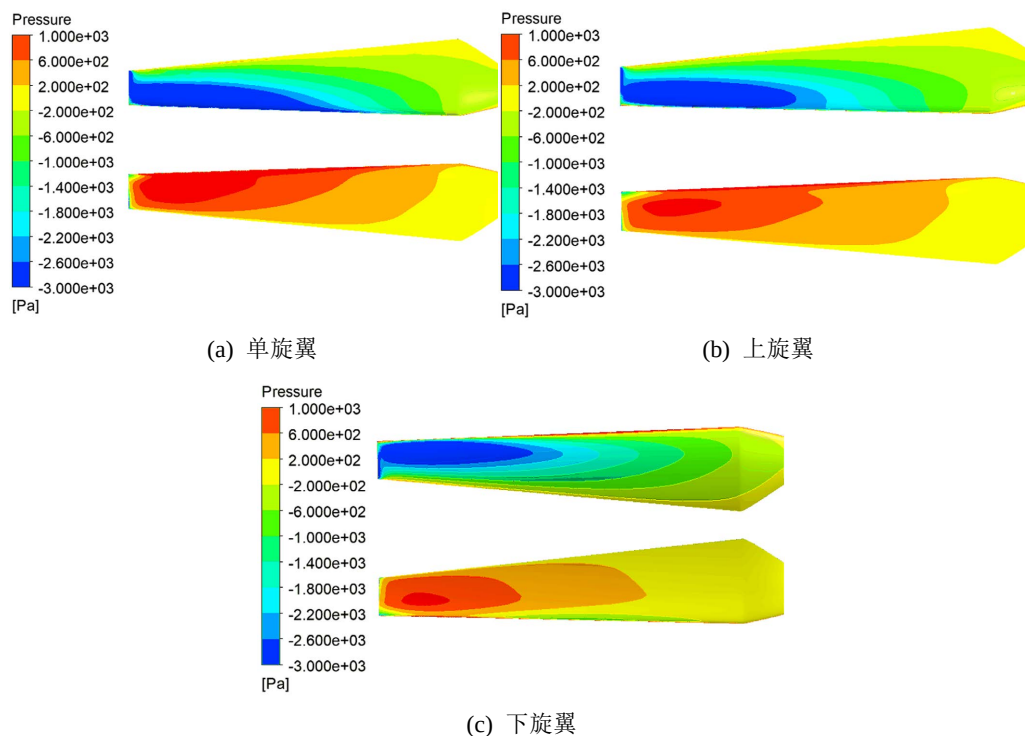


Figure 9. Rotor surface pressure distribution

图 9. 旋翼表面压力分布

4.6. 旋翼间距对桨盘干扰的影响

为进一步分析旋翼间距对气动性能的影响,对悬停工况($r = 3000 \text{ r/min}$)下不同间距比时的拉力 T 、扭矩 M 和流场结构进行对比。图 10 给出了拉力随间距比变化曲线。

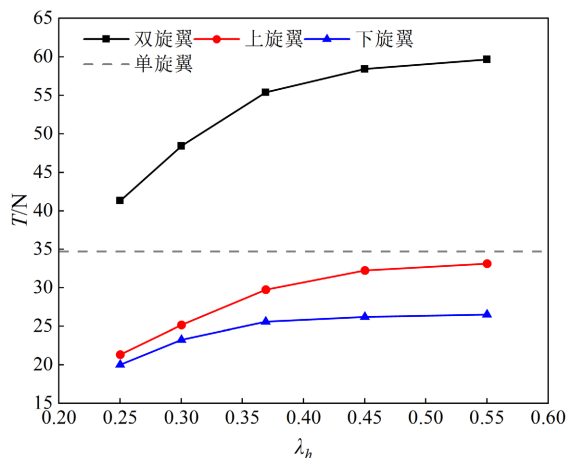


Figure 10. Variation of thrust with spacing ratio
图 10. 拉力随间距比变化曲线

由图可知,间距过小时,上下旋翼耦合强烈,下旋翼拉力损失明显,随着间距增大,上下旋翼干扰逐渐减弱,总拉力也随之增大。当 $\lambda_h \geq 0.369$ 时拉力曲线趋于平缓,系统整体气动效率提升缓慢。

考虑研究对象为小型紧凑式无人机,本文将“工程优选”定义为:总拉力不低于测试工况最大值的 90%;净扭矩不高于 $0.1 \text{ N}\cdot\text{m}$;旋翼间未出现明显的无序小尺度涡;在满足前三项时取最小轴向间距,以控制整机高度和结构质量。间距比 0.45 和 0.55 虽可继续提高总拉力并降低净扭矩,但其对应轴向间距为 138 mm 和 169 mm,较 0.369 工况的 113 mm 分别增加约 22% 和 49%,其中 0.55 相对 0.45 的总拉力增益已不足约 2%,且出现更明显的无序小尺度涡。因此,0.369~0.45 可作为本构型的推荐间距范围,结构紧凑性优先时取 0.369,拉力裕度优先时可取 0.45。

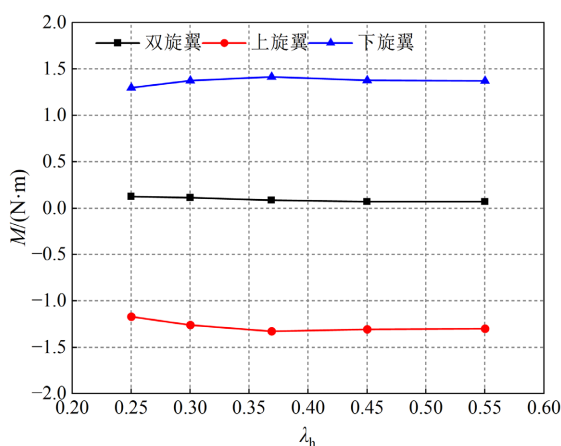


Figure 11. Variation of torque under different spacing ratios
图 11. 不同间距比下扭矩变化曲线

图 11 给出了不同间距比下扭矩变化曲线。由图可知,在小间距比下,系统的净扭矩最大,随着间距

比的增大,系统的净扭矩逐渐减小,而上下旋翼的扭矩出现先增大后减小的趋势,当 $\lambda_h = 0.369$ 时旋翼扭矩达到最大值,且此时净扭矩处于较低水平,则在此间距比下为抑制自旋所补偿的转速差较弱,无人机的偏航控制最为敏感。

图12给出了不同间距比下流场结构对比。随着间距比的增大,上旋翼尾迹流动逐渐由集中射流向扩散流场转变。在较小间距比($\lambda_h = 0.25 \sim 0.3$)条件下,上旋翼下洗流尚未充分扩散即作用于下旋翼,形成明显的高速轴向射流区,导致下旋翼入流速度显著增加,气动干扰强烈。随着间距比增大至 $\lambda_h = 0.369$ 时,尾迹扩散程度增强,流场均匀性改善,干扰效应明显减弱。当间距比 $\lambda_h \geq 0.45$ 时,上旋翼尾迹基本完全扩散,下旋翼入流趋于均匀,桨盘干扰作用显著降低,但旋翼间远离旋翼中心轴处开始出现小尺度湍流涡,额外的流动耗散使继续增大间距的气动收益受到限制。

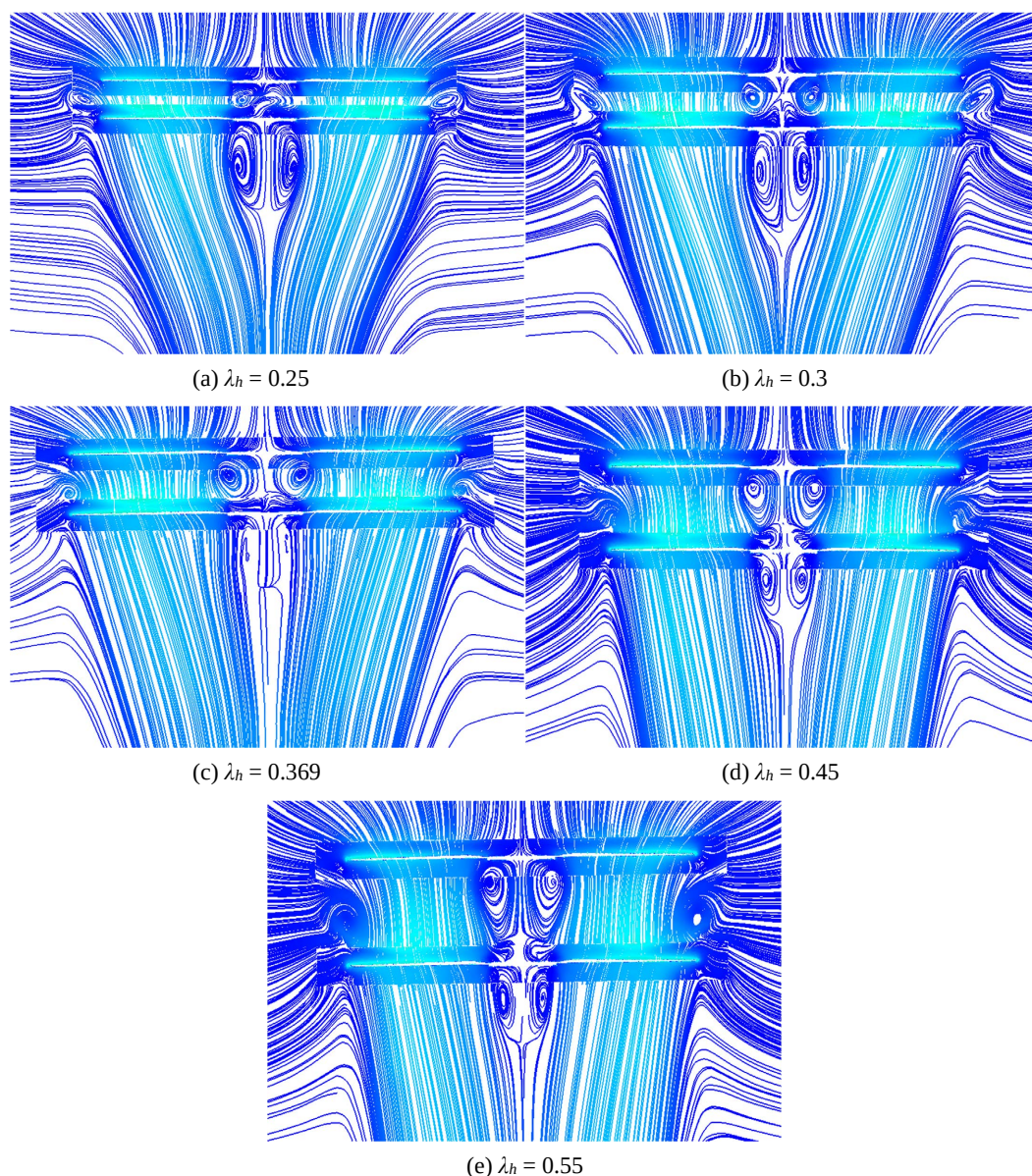


Figure 12. Comparison of flow field structures under different spacing ratios

图 12. 不同间距比下流场结构对比

综上所述, 对于 24 in 的定桨距旋翼, 0.369~0.45 为兼顾拉力、净扭矩、流场有序性与结构紧凑性的推荐间距比范围。按上述工程判据, 0.369 是紧凑型样机的优选下限, 若任务更强调拉力裕度且允许增加约 22% 的轴向间距, 则可选择 0.45。

5. 结论

针对定桨距共轴双旋翼无人机悬停状态下桨盘干扰问题, 建立了共轴双旋翼 CFD 数值计算模型, 并对单旋翼基准工况、实机间距工况及不同间距比工况进行了分析, 得到如下结论:

(1) 定桨距共轴双旋翼系统中, 上旋翼下洗流会显著影响下旋翼入流条件, 使下旋翼拉力约小于上旋翼的 14%, 且上旋翼拉力约占总拉力的 54%。与两副孤立单旋翼相比, 共轴双旋翼存在一定拉力损失, 拉力损失率约为 20%。

(2) 旋翼间距比是影响上下桨盘干扰的重要参数。在“总拉力不低于测试最大值的 90%、净扭矩不高于 0.1 N·m、无明显无序小尺度涡, 并取满足条件的最小间距”的工程判据下, 0.369~0.45 为本构型的推荐间距比范围, 结构紧凑性优先时取 0.369, 拉力裕度优先时可取 0.45。

(3) 桨盘干扰还会影响净扭矩和偏航稳定性。上旋翼反扭矩幅值比下旋翼低约 6%, 净扭矩随转速近似呈二次增长。由此, 固定结构间距下的差速偏航控制应采用随平均转速调度的前馈量, 并叠加偏航角速度闭环校正。3000 r/min 工况下可将约 93 r/min 的上下旋翼总转速差作为标称前馈初值, 再经台架或飞行试验标定。

基金项目

辽宁省教育厅基本科研项目(JYTQN2023059); 辽宁省教育厅面上重点项目(LJKZ0236)。

参考文献

- [1] 吕扬, 任立章, 王培毅, 等. 双电机直驱共轴双旋翼的气动特性及旋翼间距影响机理研究[J/OL]. 太原理工大学学报: 1-16. <https://www.cnndoi.org/Resolution/Handler?doi=10.16355/j.tyut.1007-9432.2026>, 2026-05-26.
- [2] Liu, Z., Zhang, Y., Chen, H. and Zhang, Z. (2022) Incremental Control System Design and Flight Tests of a Micro-Coaxial Rotor UAV. *Aerospace Science and Technology*, **131**, Article 107979. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107979>
- [3] Gan, W., Wang, Y., Wang, H. and Zhuang, J. (2024) Aerodynamic Investigation on a Coaxial-Rotors Unmanned Aerial Vehicle of Bionic Chinese Parasol Seed. *Biomimetics*, **9**, Article 403. <https://doi.org/10.3390/biomimetics9070403>
- [4] 韩少强, 宋文萍, 韩忠华, 等. 高速共轴刚性旋翼非定常流动高精度数值模拟[J]. 航空学报, 2024, 45(9): 177-196.
- [5] 朱正, 招启军, 李鹏. 悬停状态共轴刚性双旋翼非定常流动干扰机理[J]. 航空学报, 2016, 37(2): 568-578.
- [6] Uehara, D., Sirohi, J., Feil, R. and Rauleder, J. (2019) Blade Passage Loads and Deformation of a Coaxial Rotor System in Hover. *Journal of Aircraft*, **56**, 2144-2157. <https://doi.org/10.2514/1.c035469>
- [7] 祁浩天, 王亮权, 张卫国, 等. 旋翼间距对共轴刚性旋翼气动噪声的影响[J]. 航空学报, 2024, 45(21): 224-234.
- [8] Russo, N., Marano, A.D., Gagliardi, G.M., Guida, M., Polito, T. and Marulo, F. (2023) Thrust and Noise Experimental Assessment on Counter-Rotating Coaxial Rotors. *Aerospace*, **10**, Article 535. <https://doi.org/10.3390/aerospace10060535>
- [9] 刘琦, 史勇杰, 胡志远, 等. 共轴刚性旋翼气动及噪声特性的参数影响分析[J]. 航空学报, 2024, 45(9): 114-128.
- [10] Wu, W., Tan, X., Liu, X., Luo, A. and Niu, L. (2024) Aerodynamic Analysis of Rotor Spacing and Attitude Transition in Tilt-Powered Coaxial Rotor UAV. *Sensors*, **24**, Article 7115. <https://doi.org/10.3390/s24227115>
- [11] 王胜, 刘凤丽, 郝永平. 小型共轴无人机 CFD 气动仿真分析[J]. 机械工程与自动化, 2024(1): 46-49+53.
- [12] Jacobellis, G., Singh, R., Johnson, C., Sirohi, J. and McDonald, R. (2021) Experimental and Computational Investigation of Stacked Rotor Performance in Hover. *Aerospace Science and Technology*, **116**, Article 106847. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106847>
- [13] 李海, 贾宏光, 陈在斌. 共轴双旋翼系统的气动特性分析及试验[J]. 光学精密工程, 2021, 29(9): 2140-2148.
- [14] 雷瑶, 纪玉霞, 汪长伟. 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.

-
- [15] 雷瑶, 叶艺强, 王恒达, 等. 不同旋翼间距下共轴双旋翼无人机的气动特性[J]. 机械科学与技术, 2022, 41(3): 487-492.
- [16] Cornelius, J. and Schmitz, S. (2024) Coaxial Rotor CFD Validation and ML Surrogate Model Generation. *Proceedings of the Sixth Decennial VFS Aeromechanics Specialists Conference, Santa Clara, California*, Feb 2024, Santa Clara, 6 February 2024. <https://doi.org/10.4050/sm-2024-tvf-5072>
- [17] 杨璐鸿, 刘顺安, 刘佳琳, 等. 涵道共轴双旋翼前飞气动特性与试验优选设计[J]. 北京理工大学学报, 2015, 35(1): 48-52.
- [18] Koehl, A., Rafaralahy, H., Boutayeb, M. and Martinez, B. (2012) Aerodynamic Modelling and Experimental Identification of a Coaxial-Rotor UAV. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, **68**, 53-68. <https://doi.org/10.1007/s10846-012-9665-x>
- [19] 徐九龙, 郝永平. 共轴双旋翼飞行器伞机转换控制算法研究[J]. 弹箭与制导学报, 2022, 42(4): 51-56.
- [20] Leishman, G.J. (2006) *Principles of Helicopter Aerodynamics with CD Extra*. Cambridge University Press.