

doi:10.3969/j.issn.1673-9833.2025.04.004

共轴双旋翼无人机气动优化研究

李雯芮¹, 何杰², 张建成¹, 吴极³, 刘平^{1, 2}

(1. 江苏科技大学 土木工程与建筑学院, 江苏 镇江 212100; 2. 湖南工业大学 土木工程学院, 湖南 株洲 412007;
3. 安浮航空科技有限公司, 浙江 杭州 242332)

摘要: 为了充分发挥共轴双旋翼的气动性能, 减少不必要的功率损耗, 基于 XFlow 软件, 对共轴旋翼无人机机翼翼型、攻角及叶片数量进行了仿真分析。在初始设计及初步分析的基础上, 通过控制变量来修改和控制旋翼叶片的数量、外形、角度和长度对无人机进行气动优化设计, 从而达到一个较为满意的升力。研究表明, 8-16 叶片混合优化方案可以较有效地减少上下旋翼间的相互影响, 优化后的模型相比初始模型的升力提高了 18.54%, 扭矩提高了 9.60%, 功率提升了 17.67%, 各项气动特性数值都达到了较为理想的状态, 优化效果较为明显。

关键词: 共轴双旋翼; 永磁转子; 小旋翼; 气动优化; 悬停能力

中图分类号: V279⁺.2; V211.5 **文献标志码:** A **文章编号:** 1673-9833(2025)04-0026-09

引文格式: 李雯芮, 何杰, 张建成, 等. 共轴双旋翼无人机气动优化研究 [J]. 湖南工业大学学报, 2025, 39(4): 26-34.

Research on Aerodynamic Optimization of the Coaxial Twin Rotor Unmanned Aerial Vehicle

LI Wenrui¹, HE Jie², ZHANG Jiancheng¹, WU Ji³, LIU Ping^{1, 2}

(1. School of Civil Engineering and Architecture, Jiangsu University of Science and Technology, Zhenjiang Jiangsu 212100, China; 2. School of Civil Engineering, Hunan University of Technology, Zhuzhou Hunan 412007, China; 3. Anfu Dynamic of Aerospace Co., Ltd., Hangzhou 242332, China)

Abstract: In view of a full utilization of the aerodynamic performance of coaxial twin rotors and a reduction of unnecessary power losses, based on XFlow software, a simulation analysis has thus been conducted on the wing profile, angle of attack, and number of blades of coaxial rotor unmanned aerial vehicles. On the basis of the initial design and analysis, the aerodynamic optimization design of the drone is carried out by controlling variables to modify and control the number, shape, angle, and length of the rotor blades, so as to achieve a satisfactory lift. The research results show that the 8-16 blade hybrid optimization scheme can effectively reduce the mutual influence between the upper and lower rotors. The optimized model has increased lift by 18.54%, torque by 9.60%, and power by 17.67% compared to the initial model. All the aerodynamic characteristics of the optimized model have reached a relatively ideal state, with an more evident optimization effect.

Keywords: coaxial twin rotor; permanent magnet rotor; small rotor; pneumatic optimization; hovering ability

收稿日期: 2024-04-01

基金项目: 江苏省研究生科研与实践创新计划基金资助项目 (SJCX24-2559)

作者简介: 李雯芮, 女, 江苏科技大学硕士生, 主要研究方向为结构力学, 流体力学, E-mail: lwenrui2022@163.com

通信作者: 刘平, 男, 江苏科技大学副教授, 博士, 硕士生导师, 主要研究方向为结构力学, 流体力学,

E-mail: liupinghaiyan@163.com

0 引言

无人机^[1]因其负载大、续航长等特点,在运载、地面攻击、远程侦测方面有着独特的地位,其中共轴双旋翼无人机^[2-4]相比单旋翼构型,拥有双倍的旋翼,可大幅提升总升力,同时保留了垂直起降的功能。共轴式双旋翼布局的优点在于结构简单,其主要升力构件是共轴双旋翼,正转与反转的旋翼也恰好能够相互抵消反扭矩^[5]。然而共轴双旋翼的翼间布局紧凑,在上下旋翼之间存在非对称干扰,造成流场内部更加复杂的气动干扰^[6-7]。为了充分发挥共轴双旋翼的气动性能,减少不必要的功率损耗,因此有必要进一步分析共轴双旋翼的气动性能。

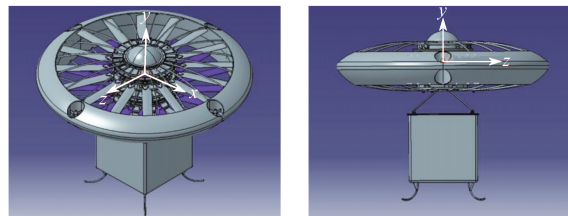
K. Hayami 等^[8]分析了共轴双旋翼在低飞状态下的气动性能,得出在适当的升力偏置下,减小共轴双旋翼的总距角和纵向周期俯仰角对改善共轴双旋翼的气动性能是有效的。V. M. Pavel 等^[9]采用原始自由涡尾迹模型进行数值计算,得到了转子推力和扭矩系数的时间依赖性。Liu Z. C. 等^[10]将增量式非线性动态(INDI)方法应用于共轴旋翼无人机的控制系统设计,结果表明在相同风速下,INDI方法的平均轨迹跟踪误差仅为NDI方法的58.3%。邢慧芳^[11]采用CFD数值模拟和风洞试验方法研究四旋翼无人机的气动特性,得到了不同侧向风对无人机升力和稳定性的影响规律。刘聪等^[12]采用数值模拟方法和现场试验研究了不同横向和纵向间隔双机悬停流场特征和气动参数的变化规律,得出无人机内部旋翼间的气动干扰会导致整机单旋翼拉力降低、扭矩增大,使整机气动效率下降。郑炜^[13]提出了一种复合涵道共轴双旋翼、固定式机翼和尾推力桨的构型方案,采用结构化设计方法制定了无人机总体设计参数。雷瑶等^[14]对不同旋翼间距比的共轴双旋翼无人机进行了试验和数值模拟,结果表明间距比 $i=0.385$ 时气动性能较好,可以作为共轴旋翼无人机的最佳气动布局。

上述关于共轴式双旋翼无人机气动性能的研究还存在以下不足:1)动力装置大多数选择电动机驱动;2)对于无人机的旋翼叶片和混合旋翼叶片的方案研究甚少。基于上述问题,本文选择共轴旋翼无人机^[15],在初始设计分析的基础上对无人机进行气动优化设计,通过修改和控制旋翼叶片的数量、外形、角度和长度,以升力作为目标,实现较大的功率与升力之比。

1 无人机初始总体设计

本次初始设计采用共轴式双旋翼,无人机的中心

位置安排在旋翼下方,位于机体坐标系的 y 轴上。此外,通过在无人机旋翼的外圈支架环上安装4个起操纵作用的小型四叶片旋翼来实现俯仰、偏航等运动。该布局方案的无人机总体结构如图1所示。



a) 无人机三维图 b) 无人机侧视图

图1 共轴式双旋翼布局无人机三维模型图

Fig. 1 3D model of a coaxial dual-rotor UAV

1.1 旋翼系统参数设计

桨叶通常绕旋翼旋转轴均匀分布,且呈轴对称形式。桨叶数目的增加可以减小气流带来的阻力,提高旋翼效率,但是增加桨叶数目会导致旋翼质量变大。因此初步确定上旋翼叶片数量为16个,下旋翼叶片数量为16个,两副旋翼桨叶片数为32。本次设计的初始模型选择旋翼机常用NACA 4412翼型。

1.2 动力装置参数设计

目前常见的无人机动力装置为电机驱动螺旋桨、燃油发动机驱动螺旋桨、微型涡轮发动机驱动等。考虑到双旋翼无人机若使用燃料发动机,无人机的起飞质量过大,对于本无人机不适用。所以使用直流无刷电机^[16-17]作为无人机的动力装置。

由于共轴旋翼无人机的电动机选择不同于常规构型旋翼机,在初步确定电机功率时参考现有型号进行选择。在给定设计质量为120 kg的前提下,确定单个电机的功率为10 kW,扭矩为32 N·m,额定转速为3 000 r/min,最高转速为3 500 r/min,功重比为0.167 kW/kg。

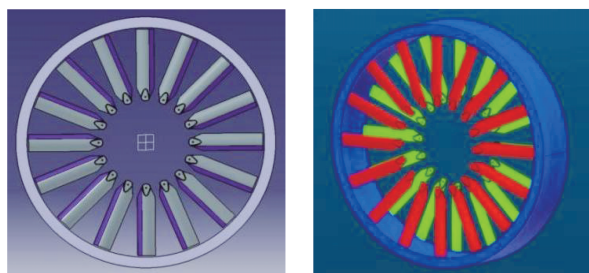
1.3 操控小旋翼设计

由于设计的共轴式双旋翼无人机在操控方面较为困难,所以经过仔细分析后决定在外涵道上加入4个起操控作用的小旋翼。单副操控小旋翼的叶片数量初步确定为3片,4副共12片。为了起到更优的操控效果,需对叶片进行扭转和尖削。小旋翼叶片的设计参数如下:翼型为NACA4415,叶片数量为3片,叶片安装角为 20° ,负扭转角为 -15° ,叶片长度为50 mm。

2 初始模型气动特性分析

由于初始模型的外形较为复杂且旋翼叶片和外涵道是影响气动特性的关键,故取初始模型的旋翼系统和外涵道进行分析,既可以简化计算模型,提高

计算效率, 又可以把初始模型的问题充分暴露出来, 略去机身平台等系统的干扰, 更具有针对性。因最初的测试模拟时, 发现旋翼轴的存在与否会影响流场的分布, 但是对于升力的影响微乎其微, 且考虑到仿真模拟的简便性, 故将旋翼轴删掉。用 CATIA 软件建立简化后的初始模型, 利用软件中的装配设计模块分别创建旋翼叶片和外涵道, 两者分别属于两个不同零件, 同时同一装配体内, 如图 2a 所示。



a) 简化初始模型 b) XFlow 中载入几何体

图 2 计算模型

Fig. 2 Computational model

XFlow 软件能够解决涉及内部和外部流动的广泛问题, 尤其适用于瞬态空气动力学以及涉及复杂几何图形问题的计算。在本文中使用 XFlow 软件进行流体域的模拟仿真分析。在 XFlow 软件中分别载入上旋翼叶片、下旋翼叶片和外涵道几何体, 如图 2b 所示。XFlow 软件采用了一种全新的基于粒子的无网格求解算法, 无需进行传统的网格拓扑。确定旋翼采用的流体域为矩形^[18], 长为模型长度的 30 倍 (L 为模型的长度), 宽为模型宽度的 10 倍 (W 为模型的宽度), 高为模型高度的 60 倍。仿真参数设置见表 1。

表 1 仿真参数设置

Table 1 Simulation parameter settings

参数类型	取值或说明
理想空气	温度 $T=293.15\text{ K}$ ($20\text{ }^{\circ}\text{C}$)
	密度 $\rho=1.205\text{ kg/m}^3$
	黏度模型牛顿体
	黏度 $\mu=1.810\text{ 7e-5 Pa}\cdot\text{s}$
入口速度	$V=3\sim 7\text{ m/s}$
出口压力	相对于入口 0 Pa

在计算域大小一定时, 改变格子尺度, 会得到不同的初场粒子数目^[19], 以 NACA4412 模型为例, 设置迎角为 0° , 入口速度为 5 m/s , 不断改变初场粒子数目后得到机翼升力变化, 如表 2 所示。将表中数据绘制成图 3。由图 3 可知, 当初场粒子数目超过 1.6×10^7 时, 机翼产生的升力趋于稳定, 且由于计算机的算力有限, 在初场粒子数超过 1.6×10^7 时计算时间大幅增加, 因此最终选定的初场粒子数目为 1.6×10^7 , 对应的格子尺度设置为 0.08 m 。

表 2 初场粒子数与升力大小和仿真时间

Table 2 Zinitial particles number, lift force and simulation time

初场粒子数 / 10^4	升力 / N	仿真时间 / min	初场粒子数 / 10^4	升力 / N	仿真时间 / min
600	1 125	2.6	1 400	1 324	18.9
800	1 198	4.2	1 600	1 337	35.2
1 000	1 265	6.7	1 800	1 338	70.1
1 200	1 307	10.8	2 000	1 335	171.2

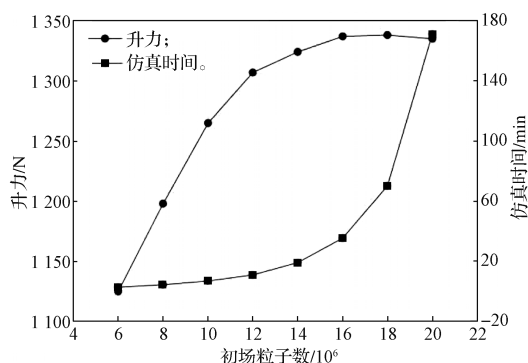


图 3 不同格子尺度下升力和仿真时间变化曲线

Fig. 3 Variation curves of lift force and simulation time under different grid scales

设置求解器中, Environment 的 Engine 设置 Kernel 为 3D, Flowmodel 为 Singlephase, Analysistype 为 External, Thermalmodel 为 Isothermal; 在 Windtunnel 中设置风洞尺寸和来流方向与速度函数, 其中上旋翼叶片设置为顺时针旋转, 速度为 $18\text{ 000}^{\circ}/\text{s}$; 下旋翼叶片设置为逆时针旋转, 速度为 $18\text{ 000}^{\circ}/\text{s}$; 外涵道设置为静止。计算之后得到初始模型的相关气动特性如图 4 所示。气动特性数据分别如: 升力为 1 328.4 N , 扭矩为 $58.4\text{ N}\cdot\text{m}$, 功率为 14.66 kW 。

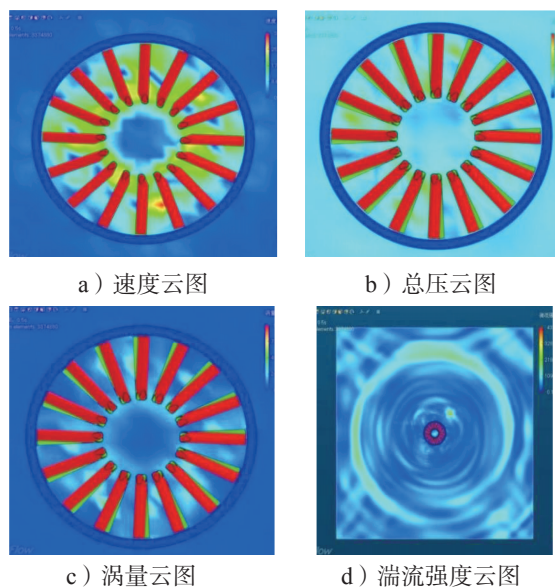


图 4 初始模型气动计算结果

Fig. 4 Initial model aerodynamic calculation results

由图5的结果可知,初始模型的叶片数量过多,上下旋翼之间相互干扰,需要进行数量优化;旋翼叶片与外涵道之间距离过近,需要进行外形优化;产生的升力不足,需要进行气动优化。

3 旋翼叶片气动优化设计

悬停状态是主要研究的飞行状态,采用控制变量法对旋翼叶片的数量、外形、角度和长度进行修改,达到一个较为令人满意的升力。

3.1 旋翼叶片数量优化

桨叶数量是一个十分重要的参数,会对旋翼的气动特性和效率造成很大影响。由于目前并没有成套的标准为旋翼叶片数量的研究进行参考,只能根据经验和实际情况对叶片数量进行设计。桨叶数量增加可以使旋翼的直径和宽度减小,从而减小气流带来的阻力,提高旋翼效率。但是增加桨叶数量会导致旋翼质量变大,一般每多一片桨叶,旋翼相对质量增大将近四分之一。

根据1.1节的初始条件,无人机的旋翼叶片数量有16叶片、8叶片或者16与8叶片混合3种方案可供选择。在给定的转速下,保持叶片的外形、角度、长度不变,研究上述3种叶片数量的方案。

3.1.1 16叶片方案分析

在XFlow软件中载入双副16旋翼叶片的几何体,如图5a所示。计算之后,得到该副旋翼的涡量云图如图5b所示。16叶片方案气动特性数据:升力为1280.02 N,扭矩为55.94 N·m,功率为15.79 kW。

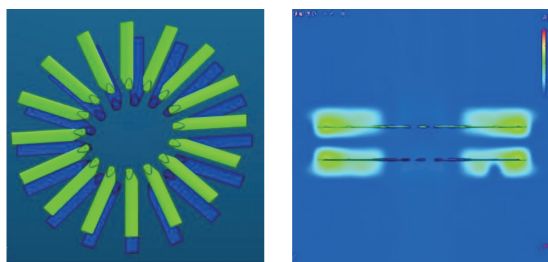


图5 16叶片模型及涡量云图

Fig. 5 16 blades model and vorticity cloud map

3.1.2 8叶片方案分析

在XFlow软件中载入双副8旋翼叶片的几何体,如图6a所示。计算之后,得到该副旋翼的涡量云图如图6b所示。8叶片方案气动特性数据:升力为1025.62 N,扭矩为56.27 N·m,功率为16.41 kW。

3.1.3 16与8叶片混合方案分析

上旋翼采用16叶片、下旋翼采用8叶片,如图7a所示,计算后得到该副旋翼的涡量云图见图7b所示。8-16叶片方案气动特性数据:升力为1502.43 N,

扭矩为59.22 N·m,功率为17.37 kW。

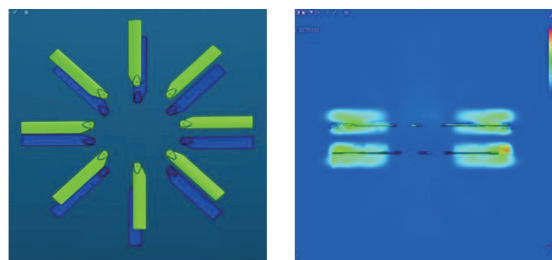


图6 8叶片模型及涡量云图

Fig. 6 8 blades model and vorticity results

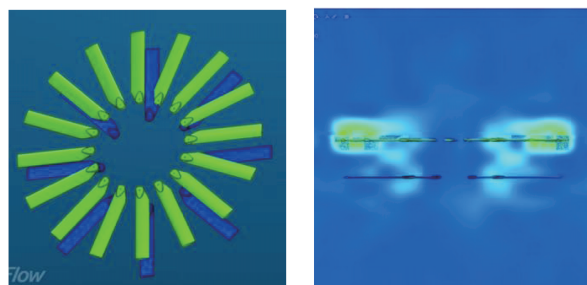


图7 8-16叶片模型及涡量云图

Fig. 7 8-16 blades model and vorticity results

由相关数据可知,采用8-16叶片混合方案时其升力、扭矩和功率都比8叶片和16叶片方案有所提升,可见采用8-16叶片混合优化方案是有效且可行的。

3.2 旋翼叶片外形优化

在给定的转速下,保持叶片的数量、角度、长度不变,研究关于旋翼叶片外形的优化结果。

3.2.1 叶片剖面形状优化

桨叶剖面形状也称为翼型或叶素,是指垂直于径向的截面。旋翼的翼型以及翼型的径向分布会对旋翼的气动性能造成较大影响,如升力系数、升阻比等。

为了使数据更具有参考性,以NACA的4位数翼型作为研究对象,主要研究翼型弯度和最大弯度位置变化对旋翼气动性能的影响。本次设计的初始模型选择常用的NACA4412翼型,其最大厚度为12%,在30%弦长处;最大弯度为4%,在40%弦长处,如图8所示。

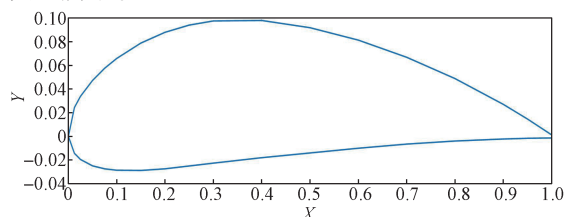


图8 NACA4412翼型示意图

Fig. 8 Diagram of NACA4412 airfoil

首先,使用Profili软件里的雷诺数计算器算出

旋翼叶片雷诺数的区间数值：取高度为 100 m；桨根速度为 62.8 m/s；桨尖速度为 188.5 m/s；弦长为 7 厘米。计算得出叶片的雷诺数范围为 $3 \times 10^5 \sim 9 \times 10^5$ ，经过分析，取雷诺数为 5×10^5 作为研究翼型时的雷诺数。

其次，控制翼型的相对厚度不变，使用软件生成 NACA0012~NACA6712 等弯度参数不同的翼型，见图 9，研究不同翼型弯度参数对旋翼气动性能的影响。在 XFlow 软件中计算之后，得到不同翼型的气动特

性数据如表 3 所示。

表 3 不同翼型的气动特性数据

翼型	升力 /N	扭矩 /(N·m)	功率 /kW
NACA2212	1 063.14	59.35	12.57
NACA4212	1 175.89	60.91	13.08
NACA6212	1 453.47	62.18	16.09
NACA6412	1 549.85	63.64	16.52
NACA6512	1 537.03	62.37	16.15
NACA6712	1 550.91	63.32	15.86

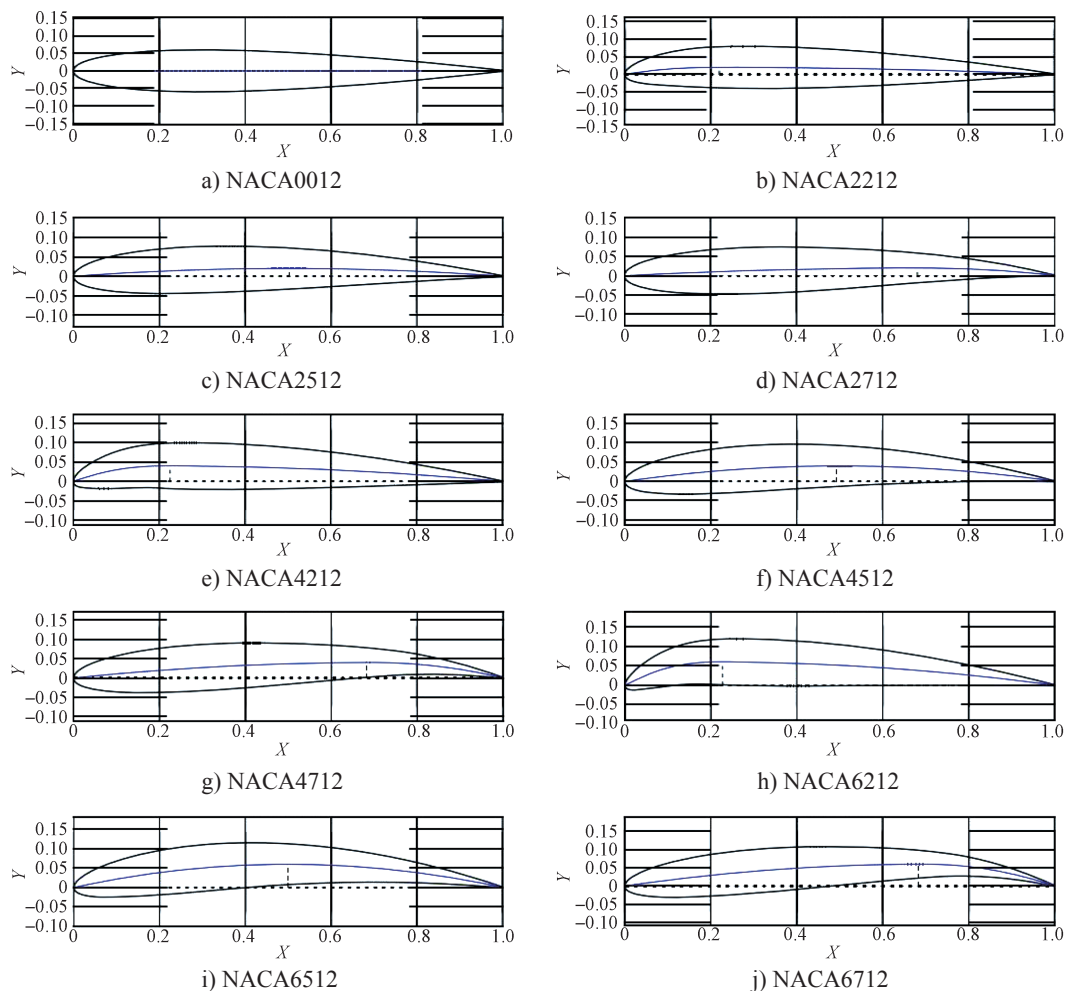


图 9 不同弯度参数的翼型示意图

Fig. 9 Wings with different curvature parameters

取最大弯度位置在弦长 20% 处，给出 NACA2212、NACA4212、NACA6212 共 3 种不同最大弯度翼型的气动特性对比，如图 10 所示。

增大旋翼的最大弯度可有效提高旋翼的升力、扭矩和功率，这对提高旋翼的气动性能非常有利。由图 10 可知，后移最大弯度位置对旋翼的升力和扭矩的改变微乎其微，因此可以取适宜的最大弯度位置。

综上所述，对翼型的选择优化后，决定改用气动性能更优的 NACA6412 翼型，其最大厚度为 12%，在 30% 弦长处；最大弯度为 6%，在 40% 弦长处。

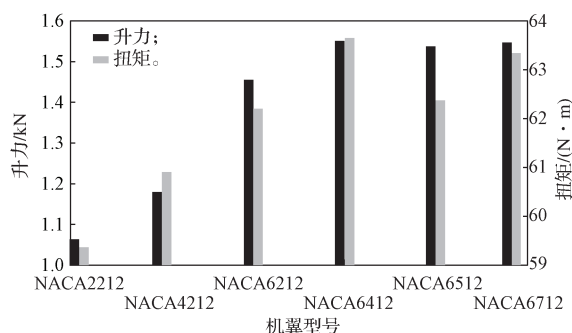


图 10 不同翼型下的升力和扭矩

Fig. 10 Lift and torque under different airfoils

3.2.2 叶片平面形状优化

为了使旋翼拥有更好的气动特性,通常会设置桨尖与桨根部位的桨叶宽度小于中部的桨叶宽度。桨叶宽度随半径变化而变化,于是形成了桨叶的平面形状。因此,对叶片平面形状的优化主要集中在宽度,本次设计的初始模型叶片宽度为 70 mm。首先,给出优化前后旋翼平面形状的对比图,如图 11 所示。



图 11 旋翼平面形状对比

Fig. 11 Rotor plane shape comparison

其次,将修改平面形状后的旋翼叶片模型导入 XFlow 软件中进行计算,计算之后得到如表 4 所示旋翼叶片气动特性数据。

表 4 不同平面形状旋翼气动特性数据

Table 4 Comparison of aerodynamic characteristics of rotors with different plane shapes

形状	升力 /N	扭矩 /(N·m)	功率 /kW
梯形桨	1 328.35	58.36	14.66
优化桨	1 552.31	61.85	17.39

3.3 旋翼叶片角度优化

悬停状态时叶片的来流角 β^* 为 0, 叶片迎角 α 等于叶片安装角 θ 。此外,由于叶片需要进行高速旋转,桨尖和桨根的速度差别很大,安装角不能为定值,需要进行一定的扭转以防止桨尖失速。所以对旋翼叶片角度的优化主要是对安装角和扭转角进行优化。

3.3.1 安装角优化

控制扭转角 $\Delta\psi=-7^\circ$ 不变,对桨根安装角进行优化。本次设计的初始模型叶片安装角为 3° , 偏小,故将优化值往上调整。由于旋翼安装角分布主要影响旋翼叶片剖面位置,故选取了 $5^\circ, 7^\circ, 10^\circ, 13^\circ, 15^\circ$ 桨叶剖面位置的对比,如图 12 所示。

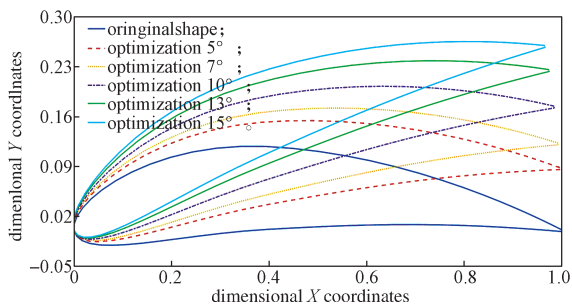


图 12 叶片剖面位置对比

Fig. 12 Comparison of blade profile positions

在 XFlow 软件中进行计算,得到不同安装角下的旋翼叶片气动特性数据,如表 5 所示。不同安装角的旋翼叶片升力见图 13。

表 5 不同安装角的旋翼叶片气动特性

Table 5 Aerodynamic characteristics of rotor blades at different mounting angles

安装角 /($^\circ$)	升力 /N	扭矩 /(N·m)	功率 /kW
5	1 306.06	56.28	6.80
7	1 415.89	56.04	7.38
10	1 581.85	60.36	7.75
13	1 544.03	58.55	6.87
15	1 346.33	59.17	7.51

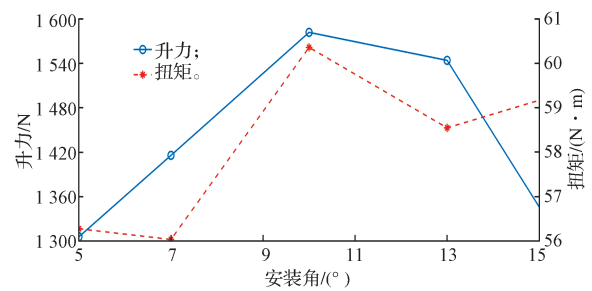


图 13 不同安装角的旋翼叶片升力和扭矩

Fig. 13 Lift and torque of rotor blade at different mounting angles

分析表 5 和图 13 可以得知,安装角的改变对旋翼叶片扭矩和功率的影响较小,但是对升力产生较大影响。桨根安装角为 10° 时的升力最大,故将优化后的安装角定为 10° 。

3.3.2 扭转角优化

控制安装角为 10° 不变,对叶片扭转角进行优化。选取扭转角为 $-5^\circ, -6^\circ, -7^\circ, -8^\circ, -9^\circ, -10^\circ$ 进行对比。将修改后的旋翼叶片模型分别导入 XFlow 软件中进行计算,得到不同扭转角下的旋翼叶片气动特性数据,如表 6 所示。不同扭转角的旋翼叶片升力、扭矩图如图 14 所示。分析表 6 和图 14 可以得知,扭转角的改变对旋翼叶片功率的影响相对较小,但是会对升力和扭矩产生较大的影响。当叶片扭转角为 -7° 时,升力和扭矩最大,故将优化后的扭转角定为 -7° 。

表 6 不同扭转角的旋翼叶片气动特性

Table 6 Aerodynamic characteristics of rotor blades with different torsion angles

扭转角 /($^\circ$)	升力 /N	扭矩 /(N·m)	功率 /kW
-5	1 425.46	54.03	7.16
-6	1 507.55	57.76	7.28
-7	1 581.85	60.36	7.75
-8	1 523.92	58.69	7.54
-9	1 482.02	57.81	7.41
-10	1 459.30	54.39	7.20

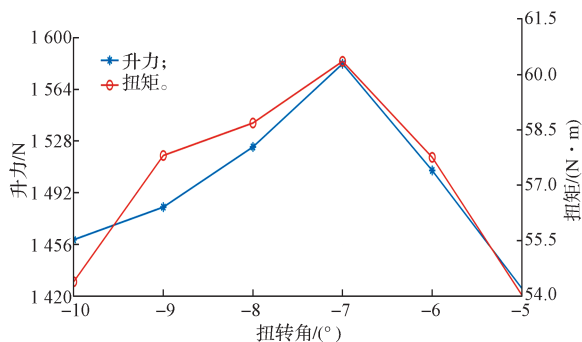


图 14 不同扭转角的旋翼叶片升力与扭矩

Fig. 14 Lift and torque of rotor blades at different torsion angles

3.4 旋翼叶片长度优化

旋翼直径指的是桨尖所画的圆周直径,通常由空气动力学分析确定,并且综合考虑飞机各种因素的影响。显然,旋翼叶片的长度决定着旋翼直径,是旋翼最重要的几何特性之一,因此在给定的转速下,保持叶片的数量、形状、角度不变,研究关于旋翼叶片长度的优化。

本次设计的初始模型旋翼叶片长度为 400 mm,考虑到其桨尖与涵道的间距过小,在保持涵道总体尺寸不变的前提下,将旋翼叶片的长度分别缩小为 395, 390, 385, 380, 375 mm。把两副旋翼叶片加外涵道建模导入 XFlow 软件中作整体计算分析,得到的旋翼叶片气动特性数据如表 7 所示。不同长度的旋翼叶片升力图见图 15。

表 7 长度不同的旋翼叶片气动特性数据

Table 7 Aerodynamic characteristics data of rotor blades of different lengths

叶片长度/mm	升力/N	扭矩/(N·m)	功率/kW
400	1 328.35	58.36	14.66
395	1 380.42	58.52	14.79
390	1 451.50	59.35	15.58
385	1 524.58	63.17	16.97
380	1 504.69	63.87	16.93
375	1 480.36	61.02	15.37

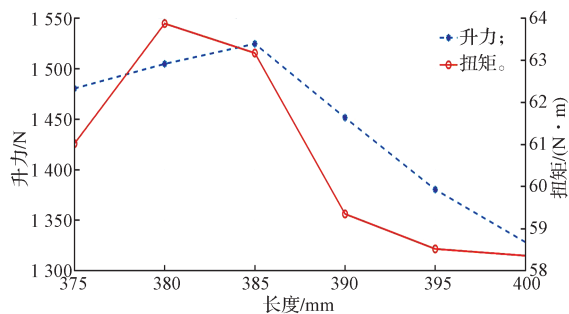


图 15 不同长度的旋翼叶片升力和扭矩

Fig. 15 Lift and torque of rotor blades of different lengths

对比分析以上数据可以发现,把旋翼叶片长度减小成 385 mm 后的升力、扭矩和功率都比原长度的有所提升,且相比其他优化值提升幅度最大,因此采取优化的 385 mm 叶片长度是有效且可行的。

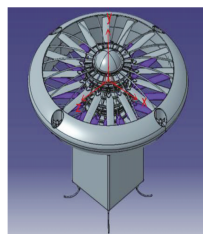
4 总体气动布局优化方案

经过上一节的优化后,确定了优化后的无人机总体气动布局参数如表 8 所示,优化模型与初始模型的对比如图 16 所示。

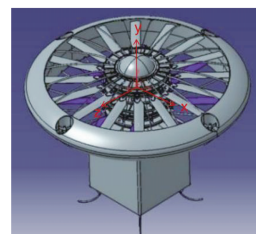
表 8 旋翼叶片优化前后对比

Table 8 Comparison of rotor blades before and after optimization

叶片参数	数量	翼型	平面形状	迎角/(°)	尺寸长度/mm
优化前	16-16 叶片	NACA4412	梯形桨	3	400
优化后	8-16 叶片	NACA6412	桨根窄、中部宽	10	385



a) 优化前



b) 优化后

图 16 优化前后模型对比图

Fig. 16 Model comparison before and after optimization

最后,把优化后的旋翼叶片加外涵道建模导入 XFlow 软件中作整体计算分析,其余仿真参数设置与初始模型相同。将优化模型与初始模型进行对比,得到的旋翼叶片气动特性数据如表 9 所示。

表 9 优化模型与初始模型的气动特性数据对比

Table 9 Comparison of aerodynamic characteristics between the optimized model and the initial model

参数	初始模型	优化模型	性能提升/%
升力/N	1 328.35	1 574.63	18.54
扭矩/(N·m)	58.36	63.96	9.60
功率/kW	14.66	17.25	17.67

与初始模型相比,优化后的升力、扭矩与功率都得到了明显的提升,其中,升力提高了 18.54%,扭矩提高了 9.60%,功率提高了 17.67%,此次优化使共轴式双旋翼的气动性能得到了显著改善。同时,旋翼叶片的优化减轻了无人机的质量,减少了气动干扰的情况,可以很好地克服空气阻力,保证机身在悬停情况下保持稳定。

5 结论

本文采用 XFlow 软件,在最大升力目标情况下,

对某型号无人机双旋翼叶片的型号、角度、长度等参数进行了优化,结果表明:

1) 根据优化方案,优化后的模型相比初始模型的升力提高了18.54%,扭矩提高了9.60%,功率提升了17.67%,各项气动特性数值都达到了较为理想的状态,优化效果较为明显。因此本文所采用的优化方案是合理且可行的。

2) 初始模型中,无人机内上下旋翼间存在气动干扰,导致整机升力降低,整体气动功率降低。在旋翼叶片与外涵道距离过近的情况下,产生的干扰会增加额外的功率消耗。

3) 由于共轴双旋翼系统的上下两幅旋翼之间存在气动干扰,对气动特性不利,所以经过分析和研究16叶片旋翼和8叶片旋翼的气动特性,采用差分的方法取长补短,可以较有效地减少上下旋翼间的相互影响,达到一个较好的状态。

参考文献:

- [1] 潘 泉,郭亚宁,吕 洋,等. 无人机系统自主安全: 定义、建模与分级 [J]. 中国科学(信息科学), 2023, 53(8): 1608-1628.
PAN Quan, GUO Yaning, LÜ Yang, et al. Autonomous Safety and Security of UAV Systems: Definition, Modeling, and Gradation[J]. Scientia Sinica (Informationis), 2023, 53(8): 1608-1628.
- [2] 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.
ZHU Zheng, ZHAO Qijun, LI Peng. Unsteady Flow Interaction Mechanism of Coaxial Rigid Rotors in Hover[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(2): 568-578.
- [3] 王 棒,苏成悦,徐 胜,等. 共轴双旋翼无人机设计与实现 [J]. 电脑知识与技术, 2022, 18(13): 1-4.
WANG Bang, SU Chengyue, XU Sheng, et al. Design and Implementation of Coaxial Twin-Rotor UAV[J]. Computer Knowledge and Technology, 2022, 18(13): 1-4.
- [4] 麦伟图,陈元电,施振华,等. 矢量共轴双旋翼无人机的设计与仿真研究 [J]. 现代信息科技, 2023, 7(1): 145-150.
MAI Weituo, CHEN Yuandian, SHI Zhenhua, et al. Research on Design and Simulation of Vector Coaxial Two-Rotor UAV[J]. Modern Information Technology, 2023, 7(1): 145-150.
- [5] 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.
LI Hai, JIA Hongguang, CHEN Zaibin. Analysis and Experiment on Aerodynamic Characteristics of Coaxial Rotor System[J]. Optics and Precision Engineering, 2021, 29(9): 2140-2148.
- [6] 袁明川,刘平安,樊 枫,等. 共轴刚性旋翼气动干扰特性风洞试验研究 [J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(2): 257-262.
YUAN Mingchuan, LIU Ping'an, FAN Feng, et al. Wind Tunnel Test Investigation of Coaxial Rigid Rotor Aerodynamic Interaction[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(2): 257-262.
- [7] DENG J H, FAN F, LIU P A, et al. Aerodynamic Characteristics of Rigid Coaxial Rotor by Wind Tunnel Test and Numerical Calculation[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(3): 568-576.
- [8] HAYAMI K, SUGAWARA H, YUMINO T, et al. CFD Analysis on the Performance of a Coaxial Rotor with Lift Offset at High Advance Ratios[J]. Aerospace Science and Technology, 2023, 135: 108194.
- [9] PAVEL V M, YURI M I, ALEXANDER I S. Numerical Investigation of Full Scale Coaxial Main Rotor Aerodynamics in Hover and Vertical Descent[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(5): 666-683.
- [10] LIU Z C, ZHANG Y F, CHEN H X, et al. Incremental Control System Design and Flight Tests of a Micro-Coaxial Rotor UAV[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 131: 107979.
- [11] 邢慧芳. 四旋翼无人机气动特性分析及风洞试验研究 [D]. 秦皇岛: 河北科技师范学院, 2023.
XING Huifang. Aerodynamic Characteristics Analysis and Wind Tunnel Test of Quadrotor UAV[D]. Qinhuangdao: Hebei Normal University of Science & Technology, 2023.
- [12] 刘 聪,孟庆昆,张宗卫. 小型四旋翼无人机悬停状态气动干扰与安全间隔研究 [J]. 中国安全生产科学技术, 2022, 18(11): 177-183.
LIU Cong, MENG Qingkun, ZHANG Zongwei. Research on Aerodynamic Interaction and Safety Separation of Small Quadcopter Under Hovering State[J]. Journal of Safety Science and Technology, 2022, 18(11): 177-183.
- [13] 郑 炜. 一种共轴双旋翼无人机的总体设计与气动特性分析 [D]. 天津: 中国民航大学, 2022.
ZHENG Wei. Overall Design and Aerodynamic Characteristics Analysis of a Coaxial Twin-Rotor UAV[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2022.
- [14] 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.
LEI Yao, YE Yiqiang, WANG Hengda, et al. Study

- on Aerodynamic Characteristics of Coaxial Rotors UAV with Different Rotor Spacing[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2022, 41(3): 487-492.
- [15] BINGÖL Ö, GÜZEY H M. Neuro Sliding Mode Control of Quadrotor UAVs Carrying Suspended Payload[J]. Advanced Robotics, 2021, 35(3/4): 255-266.
- [16] 高国彬, 赵 君, 高 嵩, 等. 多旋翼无人机无刷电机高功率密度驱动方式研究 [J]. 国外电子测量技术, 2021, 40(12): 108-113.
- GAO Guobin, ZHAO Jun, GAO Song, et al. Study on High Power Density Driving Mode of Brushless Motor for Multi-Rotor UAV[J]. Foreign Electronic Measurement Technology, 2021, 40(12): 108-113.
- [17] 李 强, 张永飞, 郑 伟. 无人机用无刷直流电机矢量控制系统设计 [J]. 机电工程技术, 2019, 48(8): 112-114.
- LI Qiang, ZHANG Yongfei, ZHENG Wei. Design of Brushless DC Motor Vector Control System for UAV[J]. Mechanical & Electrical Engineering Technology, 2019, 48(8): 112-114.
- [18] 吕计男, 郭 力, 范学领, 等. 大展弦比机翼翼段气动弹性效应下拓扑优化分析 [J]. 空气动力学学报, 2018, 36(6): 1047-1051.
- LÜ Jinan, GUO Li, FAN Xueling, et al. Topology Optimization of High-Aspect-Ratio Wing Section Considering Aeroelastic Effect[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(6): 1047-1051.
- [19] 邵诚世. 倾转旋翼飞行汽车气动特性分析 [D]. 长春: 吉林大学, 2022.
- SHAO Chengshi. Aerodynamic Characteristics Analysis of Tilting Rotor Flying Vehicle[D]. Changchun: Jilin University, 2022.
- (责任编辑: 姜利民)

.....

(上接第 25 页)

- [14] QIU B, ZHU Y J, DING W F. An Investigation on Material Removal Mechanism in Ultra-High-Speed Grinding of Nickel-Based Superalloy: Three-Dimensional Simulation and Experimental Verification[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2020, 110(3): 919-933.
- [15] LI X G, WANG Y H, GUO K, et al. Simulation Analysis of Cutting Process for Inconel 718 Nickel-Based Superalloy[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2021, 114(9): 2721-2738.
- [16] LI J L, TAO Z R, CAI X J, et al. Experimental and Finite Element Analysis of the Formation Mechanism of Serrated Chips of Nickel-Based Superalloy Inconel 718[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2020, 107(11): 4969-4982.
- [17] DAI C W, YU T Y, DING W F, et al. Single Diamond Grain Cutting-Edges Morphology Effect on Grinding Mechanism of Inconel 718[J]. Precision Engineering, 2019, 55: 119-126.
- [18] 夏 江. 单颗磨粒超高速磨削镍基高温合金的试验与仿真研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- XIA Jiang. Experimental and Simulation Study on Ultra-High Speed Grinding of Nickel-Based Superalloy with Single Abrasive Particle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020.
- [19] 程 泽. 单颗磨粒超高速磨削镍基高温合金机理研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- CHENG Ze. High Speed Grinding Mechanism of Nickel Superalloy with Single Abrasive Grain[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- (责任编辑: 姜利民)