

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.04.011

多涵道无人机设计及悬停性能数值仿真

柳蔚春, 王志强, 李传鹏, 屠宝锋

(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016)

摘要: 针对无人机空中自主对接和组合飞行任务需求设计了 6 涵道螺旋桨无人机气动构型。运用数值模拟对该型无人机进行悬停工况气动特性研究, 研究不同悬停转速下整机气动性能的变化, 并在涵道环括工况下对螺旋桨进行气动优化。研究结果表明: 螺旋桨是悬停升力的主要来源, 随着转速变化, 涵道升力始终占总升力的 17% 左右; 阻力来自机体上表面和电机支架的迎风阻力, 支架的阻力达到涵道螺旋桨总升力的 10%; 随着桨盘载荷提升, 无人机功率载荷降低; 涵道的存在影响了螺旋桨的滑流特性, 造成桨盘平面轴向速度增加, 截面翼型迎角变小, 工作效率降低, 经过合理调整其扭转角分布螺旋桨效率得到提升, 拉力提高 3.3%, 效率提高 2.9%。

关键词: 涵道式无人机; 数值模拟; 气动特性计算; 优化设计

中图分类号: V279.2

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2023)04-0658-09

Design of Multi-ducted UAV and Its Numerical Simulation on Hover Performance

LIU Shichun, WANG Zhiqiang, LI Chuanpeng, TU Baofeng

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to meet the requirements of autonomous docking and combined flight of unmanned aerial vehicles (UAVs), the aerodynamic configuration of six-ducted UAV was designed. The aerodynamic characteristics of the UAV in hover condition were studied by numerical simulation, the aerodynamic performance changes of the whole machine under different propeller speeds were studied, and the aerodynamic optimization of the propeller was carried out under the duct condition. The results show that the propeller is the main source of hover lift, and with the change of rotation speed, the lift force of the duct always accounts for about 17% of the total lift force. The resistance comes from the upper surface of the vehicle and the motor support, which reaches 10% of the total lift of the UAV. With the increase of the propeller plate load, the power load of UAV decreases. The presence of the duct affects the slip flow characteristics of the propeller, resulting in the increase of the axial speed of the propeller disc, the decrease of the angle of attack of the section airfoil, and the decrease of the working efficiency. By adjusting the distribution of the torsion angle, the propeller efficiency is improved, the lift is increased by 3.3%, and the efficiency is increased by 2.9%.

Key words: ducted fan UAV; numerical simulation; aerodynamic characteristics calculation; optimization design

近年来,随着科技水平和通信技术的发展,无人机产业迅速发展,衍生出多种构型的无人机,包括能够进行高速长航时飞行的水平固定翼无人机和能够进行垂直起降的旋翼无人机,这种无人驾驶

基金项目:基础加强计划技术领域基金(2021-JCJQ-JJ-0785)。

收稿日期:2022-11-10;修订日期:2023-01-12

通信作者:王志强,男,博士,副教授,E-mail:wangzq1981@126.com。

引用格式:柳蔚春,王志强,李传鹏,等.多涵道无人机设计及悬停性能数值仿真[J].南京航空航天大学学报,2023,55(4):658-666. LIU Shichun, WANG Zhiqiang, LI Chuanpeng, et al. Design of multi-ducted UAV and its numerical simulation on hover performance[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(4):658-666.

飞行器凭借其设备成本低、飞行效率高、能够适应各种艰苦恶劣的飞行环境等独特优势被广泛应用于军事侦察、消防救火、物流运输、道路监控和农业喷洒等多种军民领域,并且受到越来越多的关注和重视^[1-5]。

但是随着无人机应用需求的猛增,单机单任务作业背景已经无法满足目前的作业需求。对同种无人机的多任务、多环境作业能力以及无人机与无人机之间形成的集群编队相互协同配合,共同完成作业任务的能力提出了更高的要求。基于上述需求,本文设计了一种能够在空中进行自主对接和协同飞行的新型6涵道无人机构型。该构型无人机能够依靠自主设计的特定机械对接机构,在飞行中进行结合和分离,将无人机的动力、能源和信息进行直接有效地共享,根据不同作业环境和作业要求进行重组和变换飞行状态,增加其在多环境下的多任务工作能力。

为了对该构型无人机开展进一步的气动优化,需要得到整机在不同工况下的气动特性参数。目前整机气动参数的获得主要通过风洞试验和CFD数值仿真。随着计算机技术的发展,CFD数值计算手段凭借其独特优势逐渐成为流场分析、计算气动性能的主要手段^[6]。国内外已经有许多学者通过CFD手段对这种存在旋转运动的飞行器气动特性规律进行研究,并且得到了一些有价值的研究结果。徐嘉等^[7]采用自适应笛卡尔网格技术,运用Jameson有限体积法对某涵道旋翼模型进行了数值仿真计算,重点研究了涵道体结构参数变化对其升力特性的影响;许和勇等^[8]利用动态嵌套的方法对孤立单旋翼和涵道旋翼进行了非定常Euler方程数值计算,研究了涵道对其气动性能的影响;杨加明等^[9]在MRF模型下采用有限体积法对涵道共轴双旋翼系统进行了空气动力学特性分析;姜悦宁^[10]阐述了通过CFD手段数值模拟某涡轮风扇运动,采用混合网格对孤立的风扇进行瞬态气动力计算;Akturk等^[11]基于雷诺平均N-S方程采用 $k-\omega$ 的SST湍流模型对涵道桨间间隙与涵道风扇拉力之间的关系进行了数值模拟,证实了有涵道比没有涵道的孤立螺旋桨拥有更高的气动效率。

因此本文对这种构型的多涵道无人机采取数值模拟的方式进行整机气动特性仿真分析,主要分析在悬停状态下机身的受力状态以及动力机构的运动状态,捕捉不同转速下无人机气动性能变化,对空载悬停工况进行气动特性研究,并与单桨在相同转速下的气动特性进行对比分析,开展涵道环境下螺旋桨的气动优化。

1 无人机设计

1.1 气动布局设计

无人机的设计主要包括前期初步概念设计、总体方案设计以及后期的详细设计和试验验证几个阶段^[12],前期的初步概念设计阶段需要从无人机系统技术要求出发,确立其主要气动布局;因此本文从系统技术要求出发,以能够便于安装对接机构并且具备空中多机顺利对接为首要设计目标确立以类似蜂巢的六棱柱外形为主要框架结构,以涵道螺旋桨为主要升力装置的6涵道螺旋桨无人机气动构型。六棱柱的机身结构能够使得对接更简单和稳定;涵道内置螺旋桨的布置能够使转动部件与周围其他设备区分开,更加安全稳定,并且涵道的存在能够带来额外的升力,提高整体气动效率。

1.2 机体结构参数设计

本文设计目标起飞质量为5 kg,飞行航时5 min,为了满足无人机正常飞行过程中能够有充分的升力裕度进行空中姿态调整和组合飞行,选用了GEMFAN 5寸螺旋桨(直径约128 mm),配合V2207-KV1750电机,最大单桨推力达到16.5 N,在不考虑涵道拉力的情况下6个螺旋桨整体拉力接近整机目标起飞质量的两倍,为飞行动力提供了充分保障。根据电机输出功率并且结合飞行航时的需要,选择相应的6S锂电池能源为其供电,能源重量控制在无人机起飞质量的1/3左右,为其他结构、设备的搭载预留空间。

在结构布置方面,将电池、飞控、电调、分电板等设备以分层放置的方法从上往下依次放置于六棱柱中间,6个涵道以及螺旋桨均匀分布于六边形的6个角上,用于组合对接的机械对接机构分布于六棱柱的各个侧面,底部中心安装搭载负载的挂钩装置,这样布置让机体重心位于六棱柱几何中心的同时整机结构做到了尽可能紧凑。经过调整,整机外形参数设定为六棱柱的机身整体高89 mm,六边形对边宽500 mm,整机表面外形如图1所示(侧面的对接机构未展示)。

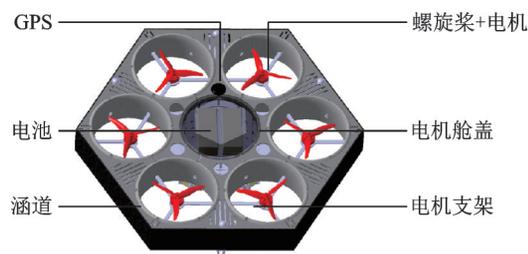


图1 机体主要结构示意图

Fig.1 Schematic diagram of structure

在涵道设计方面,相关文献的研究结果表明^[13-15]:涵道高度与桨盘平面直径比值为2/3;桨盘平面在距离涵道入口1/3时涵道提供的升力最大,涵道一定的倒锥角能够改善气流的入流环境,提升涵道推力。因此,对整机涵道进行了初步设计。将NACA0018作为涵道剖面翼型,整个涵道弦长95 mm,唇口半径为弦长的3.3%,涵道剖面进行一定的偏转,采用5°锥角,桨盘平面距离涵道入口30 mm;整体的涵道及桨盘剖面示意如图2所示。

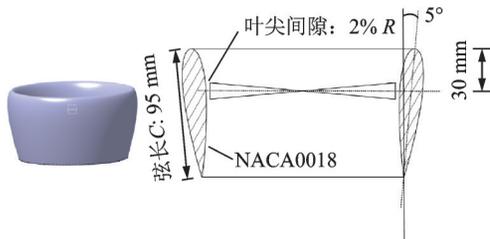


图2 涵道剖面示意图

Fig.2 Schematic diagram of duct

2 气动性能数值仿真

2.1 数值方法验证

本文通过模拟文献[16]TsAGI直升机涵道尾桨简化模型的计算进行数值方法的验证,涵道尾桨结构如图3所示。文献[17]对TsAGI直升机涵道以及尾桨做了相应简化,文献[17]简化后的模型参数如表1所示,涵道尾桨简化模型如图3(b)所示。

表1 TsAGI涵道尾桨模型参数^[17]

Table 1 Parameters of TsAGI model^[17]

名称	参数	名称	参数
桨叶直径 D/m	0.594	桨盘半径 R/m	0.297
中心体直径	$35\%D$	桨盘实度	0.495 1
唇口半径	$0.2R$	桨间间隙	$0.01R$
排气段长度	$0.7R$	扩散角/(°)	8
尾桨翼型	NACA23012 ($r/R=0.35\sim 1$)	桨尖速度/ ($m\cdot s^{-1}$)	74.6
桨叶数	11	负扭转/(°)	-12



(a) Experimental model of literature

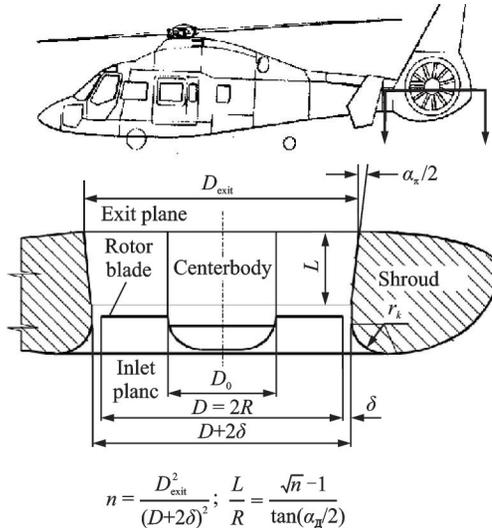


图3 涵道尾桨结构示意图

Fig.3 Schematic diagram of ducted tail rotor



(b) Simplified model

整个计算域分为尾桨转动域和外部静止域两个部分,以尾桨直径作为特征尺寸进行计算域划分,具体的计算域的设置如图4所示。

通过STAR CCM+流体计算软件采用局部坐标系旋转的方法(Multiple reference frame, MRF)

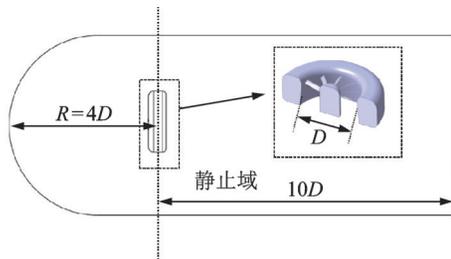


图4 计算域设置

Fig.4 Schematic diagram of computation domain

对整个流场运动进行定常数值仿真计算,流场控制方程由N-S方程给出,为了使得控制方程封闭,选用Realizable k -epsilon湍流模型,通过引入湍动能和湍流耗散率输运方程使得方程封闭。湍流动能 k 和湍流耗散率 ϵ 的输运方程分别为

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho k \bar{V}) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \rho(\epsilon - \epsilon_0) + S_k \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \epsilon \bar{V}) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \nabla \epsilon \right] + \frac{1}{T_e} C_{e1} P_\epsilon - C_{e2} f_2 \rho \left(\frac{\epsilon}{T_e} - \frac{\epsilon_0}{T_0} \right) + S_\epsilon \quad (2)$$

式中: \bar{V} 为平均速度, μ 为动力黏度, μ_t 为湍流涡黏

度, σ_k 、 σ_ϵ 、 C_{e1} 、 C_{e2} 为模型系数, P_k 、 P_ϵ 分别为双层模型所对应的湍流结果和浮力结果项, f_2 为阻尼函数, $T_e = \frac{k}{\epsilon}$ 为大涡时间尺度, S_k 、 S_ϵ 为用户指定源项^[18]。

外部区域最大网格单元尺寸为一倍转子半径长度, 旋转域的基础尺寸为转子叶尖弦长的1/10, 添加转子出口沿下游流动方向一倍半径长度的尾流加密, 加密的各向同性网格尺寸为转子叶尖弦长的1/10, 在涵道以及转子壁面设置合理的边界层使得涵道表面和转子表面的 Y^+ 值符合湍流模型的要求。转动域采用多面体网格划分方法, 提高转动区域的计算效率, 外部静止域采用裁剪体正交网格, 生成速度快且网格质量较高; 整体网格量为1 800万个左右, 如图5所示。

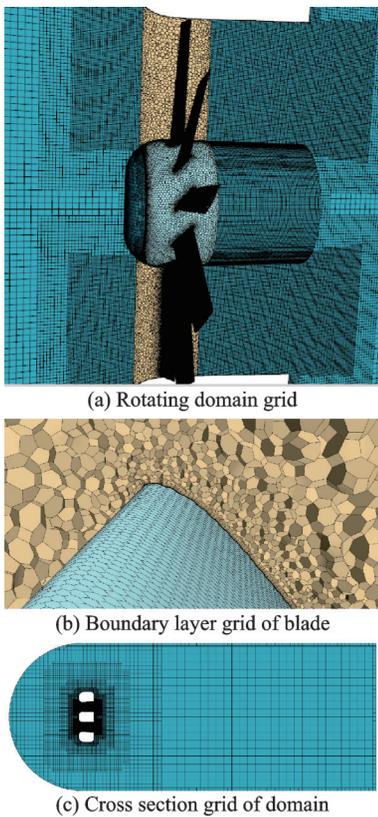


图5 网格划分

Fig.5 Schematic diagram of mesh

将入口边界条件设置为大气总压入口, 出口设置为大气静压出口, 模拟涵道尾桨的悬停状态。转静计算域交界面类型设置为 interface 界面, 通过差值实现区域之间的信息传递, 通过改变旋转域坐标系的转动速度来调整转子的转动速度。

将悬停状态下的桨叶和涵道拉力的计算结果用桨尖速度进行归一化处理, 得到尾桨和涵道的拉力系数, 并与文献[17]中的数据进行对比, 具体数据如表2所示(偏差定义为计算值与文献的差值占文献数据的百分比)。

表2 拉力系数对比

Table 2 Comparison of thrust coefficient

参数	文献[17]数据	本文计算值	偏差/%
桨盘拉力系数	0.047	0.043	-8.5
涵道拉力系数	0.041	0.043	4.9
涵道尾桨总拉力系数	0.088	0.087	-1.1

从归一化的拉力系数与文献[17]的数据对比可以看出, 该数值方法能够比较准确地计算出 TsAGI 涵道尾桨的拉力数据, 能够作为后续多涵道推力计算以及数据分析的数值计算方法。

2.2 模型及计算域设置

将模型结构连接件和具体设备细节进行了简化, 根据简化的气动模型设置相应的计算域大小, 以桨盘尺寸为特征长度, 入口为10倍桨盘尺寸, 出口距离桨盘平面为20倍的桨盘尺寸, 整个计算域示意如图6所示。

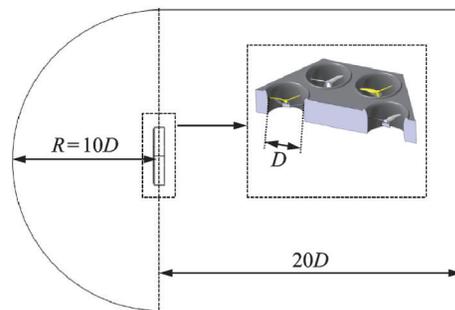


图6 计算域设置

Fig.6 Schematic diagram of computation domain

在6个涵道内部分别设置6个相应的转动域, 每个转动域根据自身区域中心轴转动, 外部扣除6个转动域以及固体壁面的部分设置静止域。其中在设置转动方向时, 由于无人机真实运动时6个螺旋桨在进行扭矩抵消的同时需要利用转速差平稳调整姿态和方位, 因此将螺旋桨两两转动相反设置, 在数值仿真时 also 根据真实运动转速进行设置。具体转动方向分配如图7所示, 桨1、桨3、桨5沿顺时针转动, 桨2、桨4、桨6沿逆时针转动。

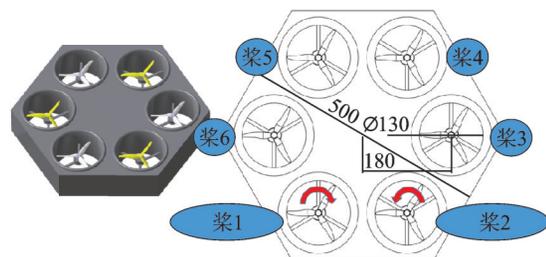


图7 转动方向示意图

Fig.7 Schematic diagram of rotation design

2.3 网格划分

同样, 根据桨叶的大小设置网格尺寸和加密

区域的基础尺寸,旋转域设置为多面体网格,静止域设置为正交的裁剪体网格,在每个螺旋桨旋转域出口设置长度为一倍桨盘直径的尾流加密,整个计算域网格为2 600万个,相关网格细节如图8所示。

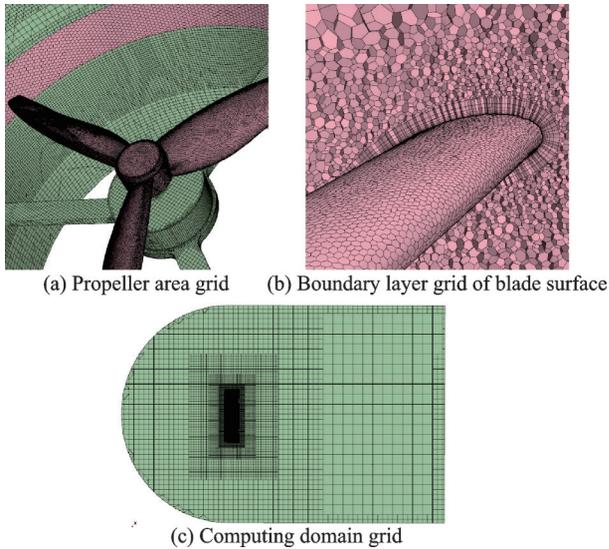


图8 网格划分

Fig.8 Schematic diagram of mesh

2.4 边界条件及计算状态设置

本文主要对多涵道无人机悬停状态下的气动性能进行仿真分析,因此同样采用总压入口、静压出口的边界条件,采用多参考系模型,对整个计算域进行稳态数值计算。

根据所选电机的工作转速区间设置了6个模拟转速点如表3所示,通过改变螺旋桨转速模拟该构型飞行器在挂载不同重物进行悬停状态工作时,涵道拉力、螺旋桨拉力以及功率的变化情况,并且根据设计起飞重量的受力平衡找出其空载悬停转速,考察该构型无人机空载悬停效率。

表3 数值模拟工况设置

Table 3 Simulation working condition setting

运动状态	入口边界	出口边界	其余边界	湍流模型	工作转速/ (r·min ⁻¹)
悬停	压力入口 (Stagnation inlet)	压力出口 (Pressure out)	无滑移 固体壁面	Realizable k-epsilon	19 000
					21 000
					23 000
					25 000
					27 000
					29 000 (100%)

2.5 仿真分析

2.5.1 气动特性分析

通过改变螺旋桨转速,进行悬停工况的数值计算,得到了不同转速下螺旋桨拉力和整机涵道拉力数据,如图9所示。

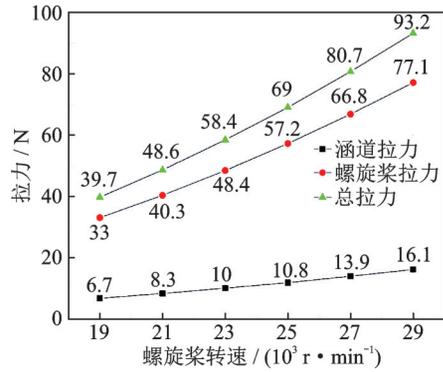


图9 拉力随转速变化示意图

Fig.9 Curve diagram of thrust variation with rotation speed

由图9可知,转速从19 000 r/min提升至29 000 r/min过程中,螺旋桨拉力和涵道拉力均逐步提高,其中涵道的拉力增长速度较为平缓,螺旋桨随着转速升高,拉力的增长速度加快;当转速在19 000 r/min时,涵道拉力为6.7 N,螺旋桨拉力为33 N,总拉力39.7 N,涵道拉力占总拉力的16.8%,当转速提升至最大转速29 000 r/min时,涵道拉力为16.1 N,总拉力为93.2 N,涵道拉力占总拉力的17.2%,因此随着转速的提高,涵道拉力的占比略有上升,但是占总拉力的比值仍然较小,主要的拉力还是由螺旋桨提供,并且可以看出该气动构型在悬停工况下,随着螺旋桨转速的变化其涵道和螺旋桨产生的拉力占比基本不变。

图10为整机功率和力效随转速的变化曲线,蓝色曲线为整机输入功率随转速提高的变化曲线,红色曲线为力效(整机拉力/输入功率)随转速变化的曲线。从图中转速与功率的关系曲线可以看出,随着转速的上升,整机所需输入功率逐步提升,但是力效随转速的升高整体的效率呈现下降趋势;即随着转速的升高,单位功率能够产生的有效推力在逐步减小。因此当机体悬挂的负载越大时,整机所需拉力就要提高,即需要提高转速,因此大负载下的悬停效率就降低。

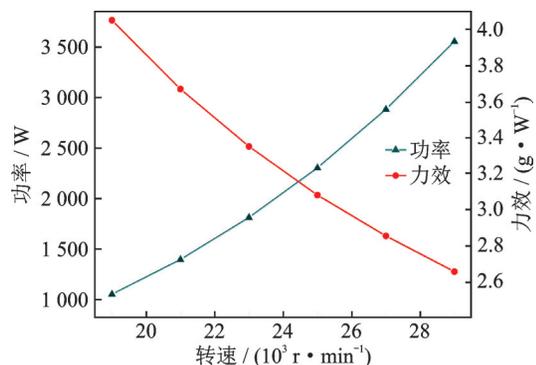


图10 转速与功率/力效变化曲线

Fig.10 Curve diagram of power/force efficiency variation with rotation speed

从上文计算结果可以看出,当转速在21 000 r/min时,其涵道螺旋桨克服阻力后产生的总推力为48.6 N(设计起飞质量为5 kg),正好与机体自重平衡。因此该无人机在无任何负载下的实际悬停工作时,其螺旋桨转速大约为21 000 r/min。

由上述分析可知,该构型无人机实际空载悬停转速为21 000 r/min,因此本文基于涵道螺旋桨动量滑流理论计算出该构型无人机悬停工况下所需的理想功率,从而计算该无人机的实际悬停效率FM(理想功率与实际功率的比值)为

$$FM = P_{ideal} / P \quad (3)$$

式中: P_{ideal} 为涵道螺旋桨气动构型的理想功率, P 为实际螺旋桨输入功率。其中理想功率 P_{ideal} 定义为^[19]

$$P_{ideal} = \frac{1}{2} \dot{m} V_2 = \frac{1}{2} \rho A \frac{V_1^3}{\sigma_d^2} = \frac{T^{1.5}}{\sqrt{4\sigma_d \rho A}} \quad (4)$$

式中:空气密度 $\rho = 1.22 \text{ kg/m}^3$, A 为桨盘面积, V_1 为桨盘平面轴向速度, V_2 为涵道出口处的轴向速度, T 为单个涵道和转子的总拉力, σ_d 为涵道出口面积与桨盘面积的比值,本文取1.2。

联立等式(3,4)可以得出该构型涵道无人机在悬停状态下的实际效率,计算结果如表4所示。

表4 悬停状态单涵道螺旋桨气动性能计算结果

Table 4 Aerodynamic performance calculation results of single-ducted propeller in hover state

工作状态	转动速度/ ($\text{r}\cdot\text{min}^{-1}$)	桨盘 面积/ m^2	理想功率 P_{ideal}/W	实际功率 P/W	悬停 效率FM
悬停	21 000	0.013	84	219	0.384

由于微型飞行器搭载的小型螺旋桨悬停效率较低,文献[19]中同样5寸螺旋桨的悬停效率在0.35左右,而从上述计算的悬停效率可以看出,该气动构型的悬停效率为0.384,略高于文献[19]中单螺旋桨的悬停效率,体现出涵道与螺旋桨匹配的优越性,但是提高并不显著,因此后续有必要对涵道和螺旋桨开展进一步优化适配设计。

2.5.2 流场特性分析

通过观察整个流场的速度及压力云图可以更加清晰地认识到螺旋桨和涵道提供升力的作用机理以及整个过程中对于周围流场的影响。

图11为螺旋桨在空载悬停转速(21 000 r/min)下流场中间截面静压云图和速度矢量轨迹。从截面静压云图中可以看出,除了螺旋桨上下表面产生了明显压差外,在涵道唇口处也产生了局部范围较大的低压区,结合截面速度矢量可以发现,气流在受到螺旋桨的作用向桨盘下游流动的过程中,在靠近涵道唇口处流动沿着唇口边缘产生绕流,流动向

下游发展的过程中受到流通面积收窄的影响,速度进一步增大,速度增大的核心区域正是唇口上方的低压核心区域;因此螺旋桨的滑流在涵道唇口处产生的绕流和流动的加速造成涵道唇口附近的低压,涵道内外压差的作用使得涵道为机体提供了额外的推力。

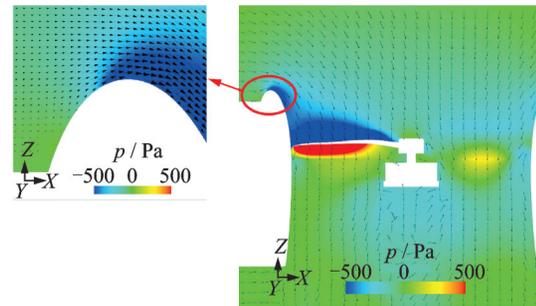


图11 对称截面静压云图

Fig.11 Pressure contour of symmetrical section plane

通过观察多涵道无人机整机表面的静压云图详细了解涵道机体表面的受力情况,图12显示了涵道机体表面以及电机、支架表面的静压云图,从中可以明显地看出在电机支架的表面存在高压区,由上文中已知整机的净推力为48.6 N,选取电机支架表面,提取表面静压参数,得出6个电机支架的阻力为4.9 N,根据对比得出,支架的阻力达到总推力的10%,因此气流对电机支架的作用力是整机在悬停工况下阻力的主要来源之一。

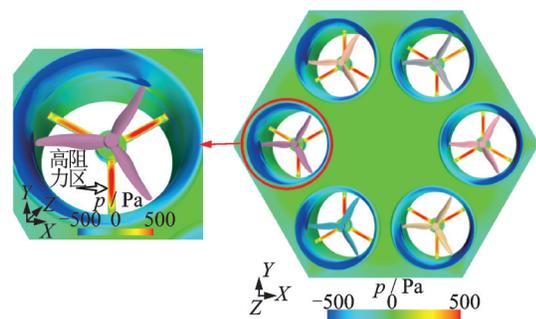


图12 机体表面静压云图

Fig.12 Pressure contour of body surface

2.6 涵道螺旋桨气动优化

2.6.1 气动特性差异分析

由于本文所选螺旋桨设计工况为不带涵道的作业工况,加上涵道螺旋桨的滑流状态随之发生改变,进而螺旋桨气动特性将发生变化。因此,利用上述悬停工作转速又进行了单螺旋桨的数值模拟,通过对这两种滑流状态的气动特性结果进行分析,探究螺旋桨气动特性变化的原因,进而开展涵道螺旋桨的气动优化。

表5为孤立螺旋桨和涵道螺旋桨在悬停转速

下螺旋桨拉力、功率和力效的计算结果,从表中可以看出,相对于孤立螺旋桨,涵道螺旋桨拉力减小14%,功率升高3.5%,力效降低15%。

表5 气动特性参数对比

Table 5 Comparison of aerodynamic characteristics

螺旋桨	转速/ ($r \cdot \text{min}^{-1}$)	拉力/ N	扭矩/ ($\text{N} \cdot \text{m}$)	功率/ W	力效/ ($\text{g} \cdot \text{W}^{-1}$)
单独	21 000	7.80	0.108 0	238.0	3.30
涵道		6.72	0.112 1	246.5	2.78

从表5的数据可以明显看出在涵道环括状态下的螺旋桨气动性能出现恶化,因此本文截取螺旋桨几个特征剖面翼型,对这些特征翼型进行二维气动特性数值计算,通过研究特征剖面翼型的气动特性来探究整个螺旋桨气动特性发生变化的原因,图13(a)为30%~80%径向位置的特征翼型在当地螺旋桨气流速度状态下升力系数随迎角变化的曲线,图13(b)为相应的6组翼型升阻比随迎角的变化曲线。

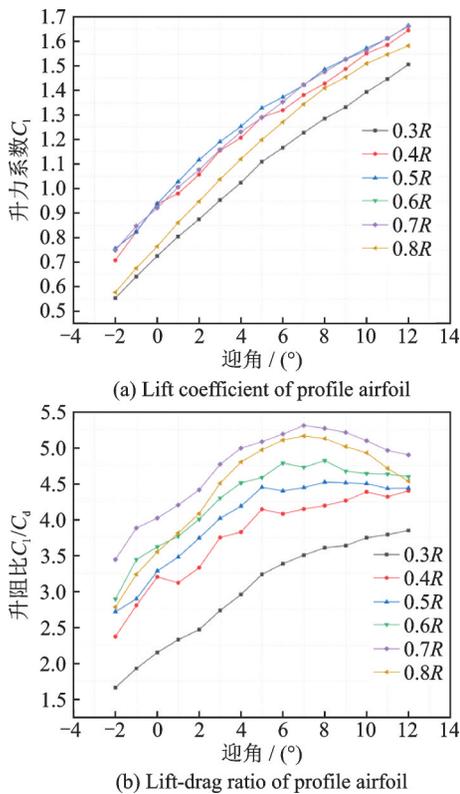


图13 各截面剖面翼型气动特性

Fig.13 Aerodynamic characteristics of each section airfoil

从图13可以看出,每个截面翼型升力系数均随着迎角的变大而变大,从升阻比随着迎角的变化曲线中可以看出,处在较低雷诺数流动环境的叶根部翼型升阻比随迎角变大而变大,靠近叶尖部分的翼型在相同迎角下其升阻比几乎均大于靠近叶根部翼型,从流动状态的角度分析,相较于叶

尖部位气流相对速度快的状态,叶根部流动速度较慢,雷诺数较小,其流体的黏性力表现相对更加明显,因此处于叶根部翼型的升阻特性相较于叶尖要稍差,升阻比偏小。

通过图13翼型升阻比特性曲线可知,各个翼型均存在一个升阻比最大的迎角,即最佳迎角,越靠近最佳迎角意味着翼型的气动效率越高。从各个截面翼型的安装角和相应的气流流入流状态可以得到每个截面翼型的气流迎角,表6显示了孤立螺旋桨和涵道螺旋桨各个特征截面气流角以及相应的迎角。

表6 各截面翼型入流状态

Table 6 Inflow condition of each section airfoil

特征截面	安装角/ ($^{\circ}$)	进气角/ $(^{\circ})$		气流迎角/ $(^{\circ})$		最佳攻角/ ($^{\circ}$)
		孤立螺旋桨	涵道螺旋桨	孤立螺旋桨	涵道螺旋桨	
30%R	28.3	28.0	29.7	0.3	-1.4	12
40%R	26.0	22.4	25.2	3.6	0.8	10
50%R	24.4	18.6	20.9	5.8	3.5	8
60%R	23.7	15.7	17.5	8.0	6.2	8
70%R	22.3	13.6	15.3	8.7	7.0	7
80%R	19.8	11.6	13.4	8.2	6.4	7

从表6两种状态下迎角并结合各个截面升阻特性曲线可以看出,孤立螺旋桨的迎角均大于涵道螺旋桨,并且除了最后靠近叶尖的两个截面,其他截面翼型的迎角相较于涵道螺旋桨而言更加接近于翼型的最佳迎角。并且从图14中基准桨叶(为了同后续优化桨叶区分,以下均将原桨叶称为基准桨叶)弦长沿径向的分布曲线可以看出,靠近叶尖部位弦长急剧缩小,因此对于靠近叶尖部位的翼型的拉力贡献小于中间位置的翼型,因此从整体拉力和做功效率来说,孤立螺旋桨的效率高于涵道螺旋桨。

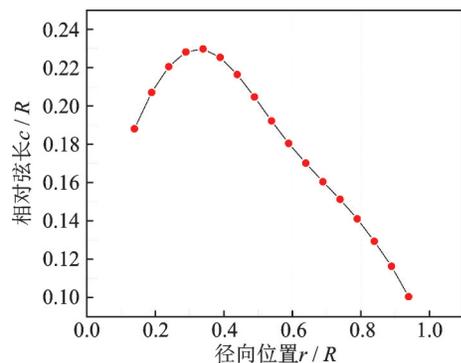


图14 基准桨叶截面翼型相对弦长分布

Fig.14 Distribution of chord length of base blade section airfoil

通过上述分析,本文得到涵道螺旋桨气动效率

出现降低的原因:涵道环括螺旋桨的结构组成使得螺旋桨轴向入流速度增大,导致桨盘平面进气角的增加,进而造成螺旋桨各个截面进气迎角减小,工作点偏离设计工况最佳迎角状态较多,导致其升力偏小,阻力偏大,最终导致螺旋桨气动效率降低。

2.6.2 涵道螺旋桨气动优化

由上述分析可知,轴向气流速度变化引起的迎角改变是螺旋桨效率降低的直接原因,因此通过改变基准桨叶在各个截面的安装角,使得其工作状态向理想工作点偏移是优化的主要方向。根据各个截面翼型气动特性计算结果,对其基准桨叶设置了3组优化方案,由于涵道螺旋桨在桨叶中段位置处翼型的迎角偏离最佳迎角较远,方案一和二均采用提高中段桨叶安装角以提高气动效率,降低桨尖阻力的思路进行设置,其中方案二中部角度增加得更多,靠近叶尖部位则设置了比方案一更小的安装角;方案三采取各截面线性增大安装角的思路进行设置,具体基准桨叶和调整后的桨叶各截面安装角分布如图15所示。

3种优化后的螺旋桨在涵道环境下的气动数据如表7所示,从表中可以看出,优化的3个方案均使得螺旋桨拉力得到了提高,符合优化预期,其中方案二的拉力提高最多,力效提升比例也最大,而

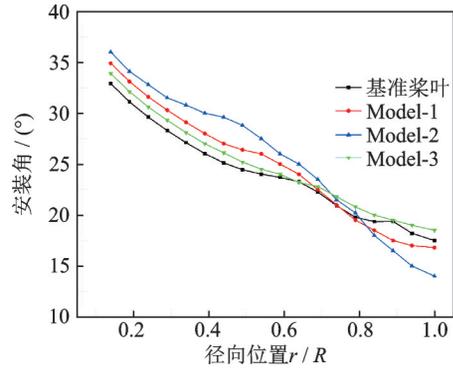


图 15 安装角分布

Fig.15 Distribution of mounting angle

方案三的扭矩提高更多,因此其力效出现了下降。从其扭转分布曲线分析,在桨叶中段方案二的安装角增量较大,而靠近叶尖的部位其安装角则小于基准桨叶,方案三的中段安装角增量较小,且叶尖部位安装角稍大,从气动计算结果可知中段位置的迎角偏离最佳迎角较远,同时中段的弦长较长,对于拉力的贡献更大,增大安装角势必会提高其气动效率,而叶尖部位安装角处于最佳迎角附近,增大安装角势必会增大阻力,因此方案三拉力小于方案二而阻力却较高。从以上分析可以得出中段桨叶的气动状态保持在较好的工作点对于螺旋桨整体拉力和力效的提高至关重要。

表 7 调整后的桨叶气动性能比较

Table 7 Comparison of aerodynamic performance optimized results

模型	转速/(r·min ⁻¹)	拉力/N	拉力提高百分比/%	扭矩/(N·m)	功率/W	力效/(g·W ⁻¹)	力效提高百分比/%
基准桨叶		6.72		0.112 1	246.5	2.78	
Model-1	21 000	6.77	0.7	0.111 6	245.4	2.82	1.4
Model-2		6.94	3.3	0.112 6	247.6	2.86	2.9
Model-3		6.89	2.5	0.116 5	256.2	2.74	-1.4

3 结 论

通过数值计算的方法对自主设计的新型六涵道构型无人机悬停状态下的气动特性以及流场运动状态进行了稳态计算分析,并对涵道环括的螺旋桨进行了初步优化,结合数值计算的结果,得出以下结论:

(1) 采用涵道内置螺旋桨作为升力机构,由六棱柱的机体构成的六涵道无人机主体结构,在螺旋桨的作用下能够为整机提供稳定升力,并且随着转速的升高,总升力逐步提升。

(2) 气流在唇口处的绕流和涵道流道收缩导致的气流加速效应,致使涵道内表面的压力降低,在涵道入口附近形成了低压区,涵道入口的负压为

整机提供了额外升力;但是相对于螺旋桨来说,涵道提供的升力占总升力的比例较小,并且涵道和螺旋桨产生的升力占比与转速无关。

(3) 随着转速的提升,螺旋桨输入单位功率所能产生的拉力在减少,因此无人机搭载负载进行悬停作业时,负载越重,力效越低。

(4) 机体上表面和电机支架的迎风阻力是悬停过程中阻力的主要来源,支架的阻力达到整机总升力的10%,从涵道螺旋桨的空载悬停效率看出两者的适配程度有待提高;因此涵道部分的气动性能有待后续优化提高。

(5) 涵道的存在改变了螺旋桨的入流状态,使得桨盘平面的进气迎角减小,导致螺旋桨的气动性能下降,通过重新优化安装角分布,涵道内螺旋桨

的气动效率得到一定程度的提高,拉力最大提升3.3%,力效提高2.9%。

参考文献:

- [1] 雷瑶. Hex-rotor无人机多旋翼流场数值模拟与试验研究[D]. 长春:中国科学院,2013.
LEI Yao. Aerodynamic of a Hex-rotor UAV: Numerical simulation and experimental study[D]. Changchun: University of Chinese Academy of Sciences, 2013.
- [2] AUSTIN R. Unmanned aircraft systems: UAVs design, development, and deployment[J]. Journal Publications Chestnet. org, 2010,79(50): 31-36.
- [3] VALAVANIS K P. Advances in unmanned aerial vehicles: State of the art and the road to autonomy[M]. New York: Springer,2013.
- [4] GANGULI R. A survey of recent developments in rotorcraft design optimization[J]. Journal of Aircraft, 2004,41(3): 493-510.
- [5] LYON D H. A military perspective on small unmanned aerial vehicles[J]. IEEE Instrumentation & Measurement Magazine, 2004,7(3): 27-31.
- [6] 阎超, 于剑, 许晶磊, 等. CFD模拟方法的发展成就与展望[J]. 力学进展, 2011,41(5): 562-589.
YAN Chao, YU Jian, XU Jinglei, et al. On the achievement and prospects for the methods of computational fluid dynamic[J]. Advances in Mechanics, 2011,41(5): 562-589.
- [7] 徐嘉, 范宁军, 赵澍. 涵道飞行器涵道本体气动特性研究[J]. 弹箭与制导学报, 2009,29(4): 174-178.
XU Jia, FAN Ningjun, ZHAO Shu. The study on aerodynamic characteristics of duct body of ducted fan aircraft[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2009,29(4): 174-178.
- [8] 许和勇, 叶正寅. 基于非结构嵌套网格的涵道螺旋桨数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2013,31(3): 36-39.
XU Heyong, YE Zhengyin. Numerical simulation of ducted-propeller system using unstructured overset grids[J]. Journal of Aerospace Power, 2013,31(3): 36-39.
- [9] 杨加明, 戴良忠, 丛伟. 涵道共轴双旋翼空气动力学特性分析[J]. 弹箭与制导学报, 2013,33(3): 126-128.
YANG Jiaming, DAI Liangzhong, CONG Wei. Aerodynamic characteristics of ducted co-axial rotor[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2013,33(3): 126-128.
- [10] 姜悦宁. 涵道共轴双旋翼无人机电动外形关键技术研究[D]. 长春:中国科学院,2017.
JIANG Yuening. Key technology research on aerodynamic shape of ducted co-axial rotor UAV[D]. Changchun: University of Chinese Academy of Sciences, 2017.
- [11] AKTURK A, CAMCI C. Tip clearance investigation of a ducted fan used in VTOL unmanned aerial vehicles—Part I: Baseline experiments and computational validation[J]. Journal of Turbomachinery, 2014,136(2): 1-9.
- [12] 李悦. 涵道共轴双旋翼无人机系统设计及实验[D]. 杭州:浙江大学,2017.
LI Yue. The design of a ducted coaxial rotor aircraft and experimental study[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2017.
- [13] HRISHIKESHAVAN V, CHOPRA I. Performance, flight testing of a shrouded rotor micro air vehicle in edgewise gusts[J]. Journal of Aircraft, 2012,49(1): 193-205.
- [14] 蔡红名, 昂海松. 一种新型可倾转有翼微型涵道飞行器的气动特性实验研究[J]. 空气动力学学报, 2012,30(6): 777-781.
CAI Hongming, ANG Haisong. Experiment on aerodynamic characteristics of a novel micro tilt ducted fan aircraft with wings[J]. Journal of Aerospace Power, 2012,30(6): 777-781.
- [15] HRISHIKESHAVAN V, BOGDANOWICZ C, CHOPRA I. Experimental investigation of performance of a wing-propeller System for a quad-rotor-biplane micro air vehicle: AIAA 2013-1784[R]. [S.l.]: AIAA, 2013.
- [16] BOURTSEV B N, SELEMENEV S V. Fan-in-fin performance at hover computational method[C]//Proceedings of the 26th European Rotorcraft Forum. Hague: [s.n.], 2000.
- [17] 谈炜荣. 直升机涵道尾桨气动特性的CFD分析[D]. 南京:南京航空航天大学, 2008.
TAN Weirong. Analysis on aerodynamic characteristics of helicopter ducted tail rotor using CFD[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [18] 李海. 涵道共轴双旋翼无人机总体设计及气动设计研究[D]. 长春:中国科学院, 2021.
LI Hai. Research on the overall design and aerodynamic characteristics of a ducted coaxial rotor UAV [D]. Changchun: University of Chinese Academy of Sciences, 2021.
- [19] LEE S W, KIM J K. Numerical investigation on the hovering performance of contrarotating ducted rotor for micro air vehicle[J]. Microsystem Technologies, 2020,26: 3569-3580.