

文章编号: 1000-8055(2024)12-20221000-14

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20221000

一种倾转涵道螺旋桨的综合设计方法

陈炜锋^{1,2}, 俞志明^{1,2}, 钟伯文^{1,2}, 沈 亮³, 杨昌发³

- (1. 南昌航空大学 飞行器工程学院, 南昌 330063;
2. 南昌航空大学 江西省飞行器设计与气动仿真重点实验室, 南昌 330063;
3. 江西航空研究院, 南昌 330038)

摘 要: 为设计在满足悬停、前飞工况要求的前提下均具有较高的巡航效率和更长的航时的无人机(UAV)倾转涵道螺旋桨, 提出了一种倾转涵道螺旋桨的设计及优化方法。该方法基于叶素动量理论、涵道螺旋桨的涡流理论对桨叶进行快速设计, 通过计算流体动力学(CFD)修正与迭代两次即可得到满足设计要求的桨叶, 并通过综合悬停、前飞两点优化设计得到最终的倾转涵道螺旋桨。设计结果表明: 在满足悬停、前飞两个工况的设计要求的前提下, 螺旋桨的巡航效率提升至 92.3%, 航时增加 7.1%。该方法设计精度高且能够分别以悬停、前飞为最优设计点进行设计, 并对两点综合考虑, 使其效率、航时更大化。该方法设计的倾转涵道螺旋桨能够满足巡航效率与航时要求。

关 键 词: 倾转涵道螺旋桨设计; 涵道螺旋桨的涡流理论; 耦合 CFD 设计; 巡航效率; 航时
中图分类号: V211 **文献标志码:** A

Comprehensive design method for tilting ducted propeller

CHEN Weifeng^{1,2}, YU Zhiming^{1,2}, ZHONG Bowen^{1,2}, SHEN Liang³, YANG Changfa³

- (1. School of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China;
2. Jiangxi Key Laboratory of Aircraft Design and Aerodynamic Simulation,
Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China;
3. Jiangxi Aeronautical Research Institute, Nanchang 330038, China)

Abstract: In order to design the tilting ducted propeller of unmanned aerial vehicle (UAV) with higher cruising efficiency and longer flight time on the premise of meeting the requirements of hovering and forward flight, a design and optimization method of tilting ducted propeller was proposed. According to this method, the blade was designed firstly by the classical method using the blade element momentum theory and the vortex theory of the ducted propeller. The blade meeting the design requirements can be obtained through computational fluid dynamics (CFD) correction and the classical method was iterated, and the final tilting ducted propeller was obtained through the iterative and comprehensive optimization design in hover and forward flight states. The design results showed that under the premise of meeting the design requirements of hovering and forward flight, the cruising efficiency of the UAV was increased to 92.3%, and the flight endurance was increased by 7.1%. This method can achieve high design accuracy and can be designed with hover and forward flight as the optimal design points, and the two optimal design points were considered comprehensively to increase the UAV's cruising efficiency and flight time. The tilting ducted propeller designed by this method can meet the requirements on the UAV's cruising

收稿日期: 2022-12-31

作者简介: 陈炜锋(1995—), 男, 硕士生, 主要研究方向为飞行器总体与气动设计。E-mail: 957323683@qq.com

通信作者: 钟伯文(1963—), 男, 研究员, 博士, 主要研究方向为飞行器总体与气动设计。E-mail: zhongbowen@nchu.edu.cn

引用格式: 陈炜锋, 俞志明, 钟伯文, 等. 一种倾转涵道螺旋桨的综合设计方法[J]. 航空动力学报, 2024, 39(12): 20221000. CHEN Weifeng, YU Zhiming, ZHONG Bowen, et al. Comprehensive design method for tilting ducted propeller[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(12): 20221000.

efficiency and flight endurance.

Keywords: design of tilting ducted propeller; vortex theory of ducted propeller; coupled CFD design; cruising efficiency; flight time

涵道螺旋桨也叫导管螺旋桨,即螺旋桨外围一周被类似管道的物体包围着的一种动力装置。涵道螺旋桨的应用也相对广泛,在无人机、直升机、舰船、潜艇等航空、航海装备上尤为较多。相比于孤立螺旋桨,涵道螺旋桨有着更好的气动性能:在相同功率下,相同直径时可产生较大拉力;在相同功率下,产生相同拉力时需要的直径较小^[1]。此外,与无涵道螺旋桨相比^[2-5],涵道内壁改善了螺旋桨桨尖区域的绕流特性,抑制桨尖涡,减小桨尖损失;涵道的存在改变了螺旋桨下游的滑流状态,增大了滑流面积,减小了滑流速度和滑流动能损失,从而将更多的桨盘后的动能转化为压力能,而孤立螺旋桨在桨尖后方较快出现了更高强度的旋涡,损失了更多的滑流动能;涵道入口前缘,形成了较大的负压区,产生了附加拉力。同时,因为涵道的存在,能够很好地降低气动噪声和起到对螺旋桨的保护作用从而提高飞行的安全性。但如果涵道直径持续增加到一定的大小的时候,该涵道会产生较大的阻力而影响其前飞性能,且会增加一定的结构质量。因此涵道直径不宜过大。

而倾转涵道螺旋桨作为既能垂直起降、又能快速前飞的倾转类无人机的动力系统,能够很好地适用于垂直起降飞行器,尤其是在悬停方面展现出耗能低,安全性高等明显优势。目前,针对倾转涵道螺旋桨的研究比较少,尤其是结合悬停和前飞两个状态综合设计的方法。所以倾转涵道螺旋桨设计方法的研究具有一定的应用价值。

涵道螺旋桨的初步设计方法有叶素动量理论、升力线、升力面理论和面元法耦合的涵道螺旋桨理论设计方法。在国外,美国国家航空航天局(NASA)早在 20 世纪 60 年代对涵道螺旋桨进行过大量风洞实验研究,并在涵道倾转方面获得大量实验数据^[6-10]。除此之外,Stubblefield^[11]基于涡格升力线理论对涵道螺旋桨进行设计。Celik 等^[12]介绍了一种在非均匀尾流场中工作的涵道螺旋桨的设计方法,利用改进的升力线模型来表示螺旋桨叶片且该模型考虑了后方的滑流变形,而涵道和轮毂采用环状涡分布模型。Coney^[13]采用非线性理论,通过在涵道上分布的表面涡量来处理涵

道,螺旋桨采用升力线模型,而提出的一种涵道螺旋桨设计方法。

在国内,对涵道螺旋桨的研究起步较晚,早期徐国华^[14]推导了涵道尾桨的叶素理论公式,将滑流理论与叶素理论公式组合,建立了计算直升机悬停和侧风状态下涵道尾桨气动特性的方法。王国强等^[15]通过迭代考虑桨和导管的相互影响,并自动进行涵道和桨的推力分配,提出了一种应用了升力面理论和面元法耦合的涵道螺旋桨理论设计方法。高永卫等^[16]提出一种由动量定理、相似理论、叶素理论相结合的工程方法,应用于确定桨叶和涵道的初步外形,并没有针对性地对任务点设计。郭佳豪等^[17]基于叶素动量理论,并通过计算流体动力学(CFD)方法对设计进行修正,提出一种涵道螺旋桨桨叶高效设计方法。此种方法需要修正的参数过多,也只是针对悬停或者前飞单独设计,并未结合悬停、前飞设计。许和勇等^[18]通过非结构嵌套网格对比了涵道螺旋桨和孤立螺旋桨的气动特性的数值模拟。邓阳平等^[18]基于地面试验和 CFD 的方法,得出地面的存在影响了涵道螺旋桨的整体气动特性,即整体拉力变小,功率增大。程钰锋等^[19-20]基于滑移网格,通过求解三维非定常 Navier-Stokes (N-S)方程研究了桨尖与壁面间隙、桨盘位置对涵道螺旋桨的气动性能影响。姬乐强等^[21]利用 CFD 技术对唇口半径、涵道扩散角、桨尖与涵道间隙、桨盘位置等设计参数进行了影响分析,建立了有效的涵道螺旋桨升力系统优化模型,使涵道螺旋桨总体拉力得到了提升。

CFD 技术的不断改进,许多涵道螺旋桨或者螺旋桨的数值模拟计算基于 N-S 方程、Euler 方程^[2]等。其中,多重参考系(multiple reference frame, MRF),滑移网格、动网格、动量源等方法^[22-24]广泛应用于涵道螺旋桨、孤立螺旋桨、涵道共轴双旋翼和共轴双旋翼中。在节省时间、保证精度的前提条件下,采用 MRF 的求解方法最能够保证较高的设计效率。

以上方法大多数基于悬停或者前飞设计出的涵道螺旋桨桨叶,并未结合悬停前飞两个状态设计优化。同时,有的耦合 CFD 修正的方法需要修

正的参数太多,导致设计简单便捷性不高。而且单点设计出来的倾转涵道螺旋桨在续航方面有所欠缺,前飞效率也并不高。所以以上文献对倾转涵道螺旋桨设计方法的研究还有待进一步丰富。

针对当前国内外少有结合悬停、前飞两设计点设计倾转涵道螺旋桨的设计方法的现状,本文提出一种耦合 CFD 修正并优化的涵道螺旋桨的设计方法。该方法首先根据叶素动量理论、涵道螺旋桨的涡流理论快速设计方法,分别以悬停和前飞两个状态设计出涵道螺旋桨的几何外形,其次利用 CFD 的方法对设计的涵道螺旋桨进行计算,接着对计算得到的结果进行修正反馈设计,从而得到满足设计要求且设计精度高的涵道螺旋桨,最后综合悬停、前飞两个状态进行优化设计得到最终的涵道螺旋桨。

1 倾转涵道螺旋桨快速设计方法

在设计涵道螺旋桨桨叶过程中,给定目标拉力、转速、桨叶数等的情况下,要想设计出目标涵道螺旋桨叶几何,就必须知道每个截面的扭转角(叶素安装角)及其对应的弦长。图 1 为涵道螺旋桨桨叶径向 r 处的受力分析图。

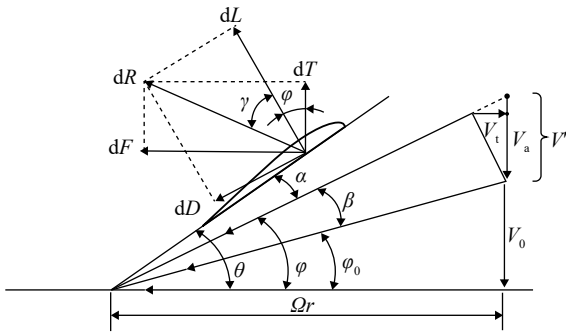


图 1 叶素受力示意图

Fig. 1 Schematic diagram of propeller element force

图 1 中 α 为叶素实际迎角, β 为干涉角, γ 为阻升角, φ 为实际入流角, φ_0 为几何入流角, θ 为扭转角, V_0 为来流速度, V' 为几何诱导速度, V_t 为切向诱导速度, V_a 为轴向诱导速度, 转速 Ω ; dL 和 dD 分别为作用于叶素上的升力和阻力, dT 和 dF 分别为叶素拉力和切向力, dR 即为叶素总气动力。

给定设计高度 H , 来流速度 V_0 , 目标拉力 T , 涵道外形, 螺旋桨直径 D_p , 涵道拉力占比 q 。在给定的参数中, 涵道拉力占比 q 是与涵道外形等因素相关的, 因此刚开始是无法确定精确的拉力占比, 只能先假设其值。在螺旋桨直径确定的情况

下, 再确定叶素翼型、设计状态下的升力系数 C_l 和阻力系数 C_d 及其叶素迎角 α 。具体设计过程如下^[1,17]:

1) 桨叶数 N_b 和转速 Ω , 沿径向方向将截面分解成 N 个叶素剖面。

2) 最小能量损失原则

涵道螺旋桨的桨叶设计同孤立螺旋桨的桨叶设计一样, 也是基于最小能量损失原则。如果在螺旋桨径向 r 处, 叶素环量 Γ 增加微量 $\Delta\Gamma$, 可能是增大了叶素弦长, 也可能是增大了扭转角。微量的 $\Delta\Gamma$ 可使全桨的拉力增加 ΔT , 全桨扭矩增加 ΔM 。所以, 有用功增加了 $V_0\Delta T$, 桨吸收能量增加 $\Omega\Delta M$, 用 k 表示这两种能量增加比值, 即

$$k = \frac{V_0\Delta T}{\Omega\Delta M} \quad (1)$$

由环量增加产生的拉力、扭矩分别为:

$$\Delta T = \rho\Delta\Gamma V_t dr = \rho\Delta\Gamma (\Omega r - V_t) dr \quad (2)$$

$$\Delta M = \rho\Delta\Gamma V_a r dr = \rho\Delta\Gamma (V_0 + V_a) r dr \quad (3)$$

将式(2)、式(3)代入式(1)中可得

$$k = \frac{V_0\Delta T}{\Omega\Delta M} = \frac{V_0(\Omega r - V_t)}{\Omega(V_0 + V_a)r} \quad (4)$$

由图 1 几何关系可得

$$\tan \varphi = \frac{V_0 + V_a}{\Omega r - V_t} = \frac{V_0 + V'}{\Omega r} \quad (5)$$

即

$$k = \frac{V_0}{V_0 + V'} \quad (6)$$

根据几何关系, 也可得

$$V' = V_t \tan \varphi + V_a = \frac{V_a + V_0}{\Omega r - V_t} V_t + V_0 \quad (7)$$

一定量的环量增加值, 产生一定量的 $\Omega\Delta M$, 环量加的地方不同, k 值不同。为了得到较高效率, 需在 k 值大的地方增加环量; k 值小的地方减小环量。其最好的分布条件就是: k 值沿桨叶必须是常数^[1]。

3) 涵道螺旋桨涡流理论

螺旋桨涡流理论考虑了翼型的气动性能、桨叶数目、桨叶间距, 比较接近实际。涵道螺旋桨的涡流理论提出了涵道拉力比例因子来解决涵道问题。

设 q 为涵道拉力比例因子, T_d 为涵道拉力, T_p 螺旋桨拉力, 即 $q = T_d/T$ 。涵道螺旋桨总拉力为

$$T = T_p + T_d。$$

在径距 r 处, 气流几何入流角 φ_0 为

$$\tan \varphi_0 = \frac{V_0}{\Omega r} \quad (8)$$

轴向诱导速度为

$$V_a = V' \frac{\Omega^2 r^2}{V_0^2 + \Omega^2 r^2} \quad (9)$$

切向诱导速度为

$$V_t = V' \frac{\Omega r V_0}{V_0^2 + \Omega^2 r^2} \quad (10)$$

绕每个桨叶的环量表达式为

$$\Gamma = \frac{2\pi r V_t}{N_B} = \left(\frac{2\pi V'}{N_B} \right) \frac{\Omega r^2 V_0}{V_0^2 + \Omega^2 r^2} \quad (11)$$

实际气流速度为

$$W = \sqrt{(V_0 + V_a)^2 + (\Omega r - V_t)^2} \quad (12)$$

设计目标拉力为

$$T_p = \int_{R_{\min}}^{R_{\max}} \rho W \Gamma dr \quad (13)$$

将式(11)、式(12)代入式(13)中, 即可求得满足设计 T_p 的诱导速度 V' , 也可求出最佳环量 Γ 。

结合叶素动量理论及以上公式, 可推出以下隐式方程:

$$C_1 \sigma = \frac{4\mu \left[(1-q)^2 \tan \varphi - (1-q)^2 \tan \varphi_0 - q(1-q) \tan \varphi_0 \right]}{v \left[(1-q)^2 Z + \tan \varphi + q(1-q) \right] Z} \quad (14)$$

式中 $\mu = \sin^2 \varphi \cos \gamma$, $v = \cos(\varphi + \gamma)$, $Z = \tan \varphi_0 \tan \varphi \tan(\varphi + \gamma)$ 。

$$\varphi = \varphi_0 + \beta \quad (15)$$

其中

$$\gamma = \arctan \frac{C_d}{C_l} \quad (16)$$

$$\sigma = \frac{N_b b}{2\pi r} \quad (17)$$

$$\gamma_0 = \arctan \frac{v_0}{\Omega r} \quad (18)$$

对于确定干涉角, 需要采用 Newton 迭代法求解式(14)~式(18)即可求得干涉角 β 。

则该截面的扭转角

$$\theta = \alpha + \beta + \varphi_0 \quad (19)$$

叶素环量可表示

$$\Gamma = C_l b W \quad (20)$$

因此, 由式(12)确定实际气流速度 W 、环量 Γ , 即可知道螺旋桨的叶素弦长 b 为

$$b = \frac{2\Gamma}{C_l W} \quad (21)$$

4) 重复求解, 得到每个截面的扭转角 θ 及其弦长 b 。

2 涵道螺旋桨的 CFD 算例验证

本次 CFD 算例验证基于 N-S 方程的 MRF 方法, 采用 Spalart Allmaras(SA)湍流模型。这种方法考虑了转速的影响, 能在一定程度上模拟出涵道螺旋桨旋转的工况且在计算时间上比其他方法更快。因此, 该方法既能模拟出主要的流场特性, 也能有较高的计算效率。

涵道螺旋桨的算例采用 20 世纪 60 年代在美国 NASA 研究中心进行过风洞实验的一种模型^[8]。该几何示意图如图 2 所示, 采用 3 片桨叶, 桨叶采用的翼型为 NACA6412 翼型。从桨根到桨尖存在 22° 非线性扭转。桨盘直径为 0.381 m, 桨毂直径为 0.109 m, 涵道外径为 0.465 m, 涵道长度为 0.262 m。涵道螺旋桨的详细参数见参考文献。

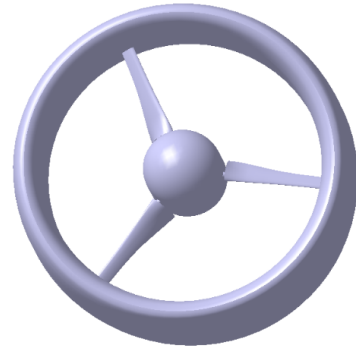


图 2 几何模型图

Fig. 2 Diagram of geometric model

为了减少数值模拟的时间, 提高计算效率, 网格采用非结构网格。对 NASA 涵道螺旋桨进行网格划分, 生成的网格如图 3 所示。其中计算域分为“旋转域”和“静止域”, 其中“旋转域”包含于“静止域”内。两流域交界面采用面搭接且进行通量传递。对螺旋桨桨叶的前后缘进行网格加密处理的局部网格如图 4 所示。

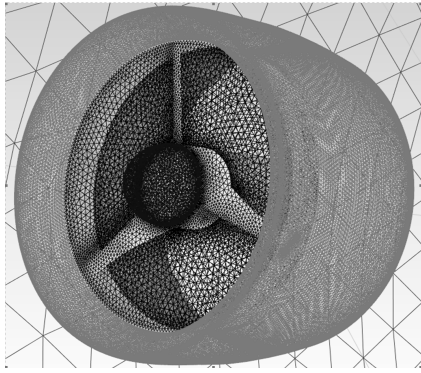


图 3 涵道螺旋桨计算网格

Fig. 3 Computational mesh of ducted propeller

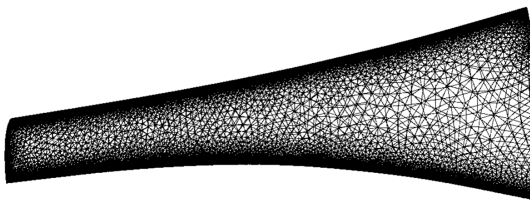


图 4 桨叶局部网格示意图

Fig. 4 Schematic diagram of local mesh of propeller blade

另外,分别生成了 1 355 万网格和 2 841 万的两套网格,以此来验证网格的无关性。计算域是一个圆柱体形状,其长度为 $36L_d$ (L_d 为涵道长度),直径为 $20D_d$ (D_d 为涵道外径)。

通过以上方法对 NASA 涵道螺旋桨进行计算。计算的状态为悬停状态,其转速为 8 000 r/min。

计算结果如表 1 所示。由表 1 可知,两种网格计算的结果差距不是很大,但是,两种计算结果均比实验结果偏小。究其原因,MRF 方法使瞬态问题变为稳态计算,虽然保证了一定精度和较高的计算效率。但是,基于稳态计算的 MRF 方法不能完全模拟出涵道桨叶的真实情况。导致计算结果有所偏差。其中,桨叶拉力误差为 6.9%,扭矩误差为 5.7%,涵道拉力占比误差为 2.1%,所有误差均在 10% 以内,且涵道拉力误差最小。在此基础上,设计的涵道螺旋桨将用相同的方法对其

表 1 计算结果与试验结果对比

Table 1 Comparison between calculation results and test results

参数	计算结果		试验结果
	1 355 万网格	2 841 万网格	
桨叶拉力系数	0.175 6	0.176 0	0.189 0
扭矩系数	0.027 8	0.028 1	0.029 8
涵道拉力占比	0.557	0.559	0.571

数值模拟,并且网格数量不低于 1 355 万。

3 快速设计目标及结果

3.1 设计目标

对于倾转涵道螺旋桨,有采用桨叶变总距定转速和桨叶不变总距变转速的两种方式来适应悬停、前飞两个状态^[16,25-27]。采用变转速的方式能够很好地解决变距机构造成的成本增加、可靠性要求高等问题。因此,在本文中采用不变总距变转速的方式。在任务点只给定悬停、前飞主要技术指标的前提下,经快速设计完成悬停、前飞主要技术指标。

本文将针对某型倾转涵道无人机设计一种用于悬停和前飞的倾转涵道螺旋桨,为设计倾转涵道无人机做技术准备。悬停、前飞的主要技术指标为:悬停时能够提供 325 N 的拉力,以速度 41.7 m/s (150 km/h) 前飞时能提供 82 N 的拉力。其中具体设计目标为:两设计点的拉力均达到上述主要技术指标且保证较高的设计精度。

3.2 设计状态一:以悬停状态为最优设计状态设计涵道螺旋桨

因为悬停状态是垂直起降无人机飞行的基础状态,在起飞和着陆中起主导作用,所以优先以悬停状态为最优设计状态进行设计。

取设计高度 $H=0$ km,来流速度 $V_0=0$ m/s,空气密度为 1.225 kg/m^3 ,空气黏度为 $1.7894 \times 10^{-5} \text{ Pa}\cdot\text{s}$ 。总设计拉力 $T=325 \text{ N}$ 。桨盘半径 $R=0.35 \text{ m}$,桨毂半径 $R_{\text{hub}}=0.07 \text{ m}$,桨尖间隙为 $0.01R$ 。螺旋桨的桨尖速度受多种条件的影响,其范围一般在 120~240 m/s 之间^[28-29],结合电动机功率、转速等的限制,最终取桨尖速度为 140 m/s。即设计转速 Ω 为 3 820 r/min。受桨盘直径的约束和设计拉力的限制,最终桨叶数 $N_b=3$ 。涵道外形采用上述算例中的 NASA 算例中的 original 涵道,首次给定涵道拉力占比 $q=0.373$ 。

桨叶的翼型选择比较常见的 5 种翼型分别为 NACA0012、NACA6412、NACA4415、RAF 6 和 CLARKY15 进行了对比确定,选定桨叶 $0.7R$ 处的雷诺数作为翼型对比的前提条件,并将雷诺数 $Re=3.5 \times 10^5$ 作为螺旋桨设计雷诺数。如图 5 为在 $Re=3.5 \times 10^5$ 下各翼型的升阻系数比较图,NACA6412 有着最大的升阻比,翼型优势较为明显,即选定 NACA6412 翼型作为涵道螺旋桨的截面翼型最为合适。给定设计迎角 $\alpha=5^\circ$,升力系数

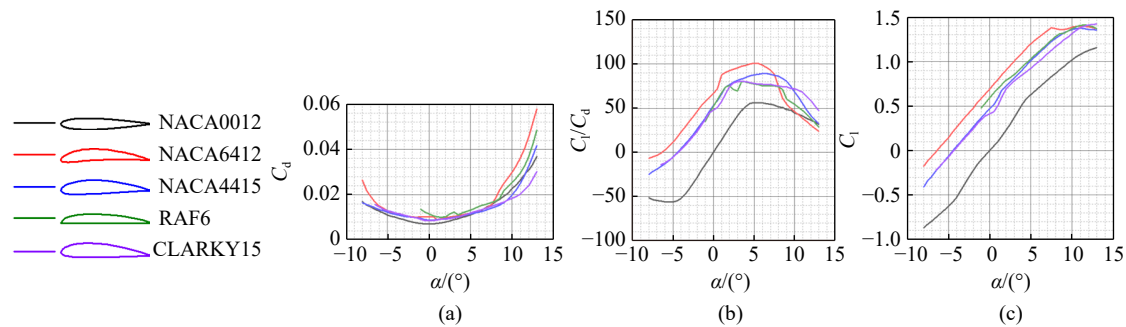


图 5 不同翼型的升阻系数比较图

Fig. 5 Comparison of lift drag coefficients of different airfoils

$C_l=1.2$, 阻力系数 $C_d=0.012$ 。

3.2.1 初次设计

初次设计输入变量依次为上述确定的设计高度、来流速度、空气密度、黏度和拉力、涵道拉力占比等参数,将其代入由文中第 1 节快速设计方法编写的 Matlab 程序中,即可得到该螺旋桨桨叶每个叶素截面的弦长 b 以及扭转角 θ 、设计的拉力、扭矩。其中的设计约束为: 桨盘半径 $R=0.35\text{ m}$ 、桨毂半径 $R_{\text{hub}}=0.07\text{ m}$ 、桨尖间隙为 $0.01R$ 、功率不能超过 20 kW 。

涵道螺旋桨桨叶弦长和扭转角设计结果如图 6 所示,采用与算例相同的数值模拟方法对设计的涵道螺旋桨进行性能计算。得到的计算结果与设计结果对比如表 2 所示,通过表格可以看出,桨叶拉力、涵道拉力占比的计算值与设计值有较大的偏差。但是,扭矩、总拉力的计算值与设计值均在 6% 以内,功率载荷误差在 10% 内。说明设计方法需要改进,使各项参数误差尽量减小。而造成误差最大的原因是: 在悬停状态下,涵道最大能够提供总拉力的 60% 左右的拉力^[8],因为涵道外形各不相同,在公式理论计算中难以计算

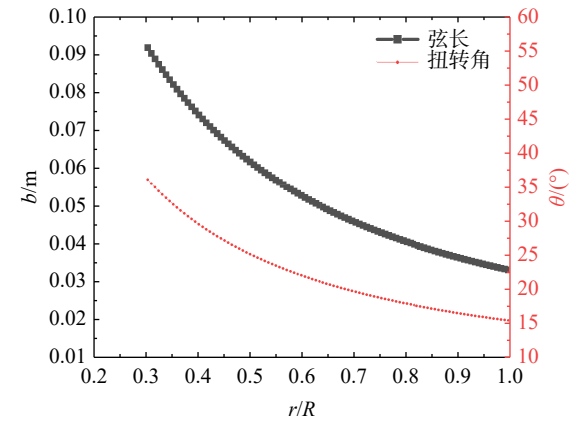


图 6 弦长与扭转角设计结果

Fig. 6 Design results of chord length and twist angle

表 2 涵道螺旋桨设计值与计算值结果对比

Table 2 Comparison between design value and calculated value of ducted propeller

参数	设计值	CFD 计算值	误差/%
桨叶拉力/N	121.230	160.000	24.2
扭矩/(N·m)	13.240	12.500	5.6
总拉力/N	325.000	336.160	3.4
功率/W	5 293.705	4 997.313	5.6
功率载荷/(kg/kW)	6.141	6.722	9.4
涵道拉力占比	0.373	0.520	39.4

其能提供的精确拉力且无法计算其外形影响,所以在公式理论计算中只能给定涵道一个大概的拉力占比。随着拉力占比的确定,设计精度就能够大幅度地提高。

3.2.2 涵道拉力占比的修正设计

基于上述结果,现对涵道拉力占比进行修正迭代,保持初次设计除拉力占比 q 以外的输入参数不变。将 CFD 计算得到的涵道拉力占比 $q=0.52$ 重新代入由文中第 1 节快速设计方法编写的 Matlab 程序中,得到每个截面新的扭转角和弦长分布,再通过建立几何模型,经过 CFD 计算得到新的各项参数计算值。

该涵道螺旋桨桨叶弦长和扭转角设计结果如图 7 所示,涵道拉力修正之后,各个截面的弦长相对减小了,扭转角相对增大了。

和设计值与计算值结果对比如表 3 所示,扭矩、总拉力,功率载荷的误差均在 4% 以内,桨叶拉力和涵道拉力占比误差在 5% 以内。说明涵道拉力占比的修正方法非常有效、设计精度较高,使涵道螺旋桨的各项设计参数十分接近计算参数。对比于修正前,随着涵道拉力占比增大,涵道螺旋桨的扭矩显著降低,功率减小,功率载荷增加。因此,在悬停状态设计中,涵道拉力占比的提高能够很好地降低功率,提高功率载荷,减少耗油

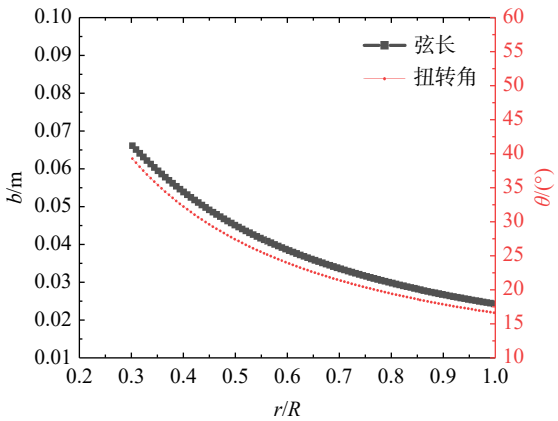


图 7 修正后的弦长与扭转角设计结果

Fig. 7 Modified design results of chord length and twist angle

表 3 修正后的涵道螺旋桨设计值与计算值结果对比

Table 3 Comparison between design value and calculated value of modified ducted propeller

参数	设计值	CFD 计算值	误差/%
桨叶拉力/N	156.000	148.690	4.7
扭矩/(N·m)	11.380	11.700	2.8
总拉力/N	325.000	325.756	0.2
功率/W	4 550.027	4 677.972	2.8
功率载荷/(kg/kW)	7.143	6.963	2.5
涵道拉力占比	0.520	0.544	4.6

量或耗电量, 进而增加悬停阶段的续航能力。

3.2.3 变转速达到前飞工况要求

无论是以悬停状态下为最优设计状态还是以前飞状态下为最优设计状态, 都要同时满足悬停时能提供 325 N 的拉力、41.7 m/s 前飞时能够提供 82 N 的拉力这两个条件。在设计状态一的条件情况下, 采用变转速不变总距的方式达到前飞时的条件。相应的, 在设计状态二的条件情况下, 采用变转速的方式达到悬停时的条件。

如表 4 设计状态一条件下的前飞数据所示, 其中涵道螺旋桨推进效率 η 由式 (22) 计算得出

$$\eta = \frac{V_0 T}{M \Omega} \quad (22)$$

在满足悬停状态的条件下, 计算前飞时不同转速的方式来达到设计要求。41.7 m/s 前飞, 转速为 4 750 r/min, 能够提供的拉力为 82.721 N, 此时, 功率为 4 200 W, 低于悬停时的功率 4 678 W。经计算, 涵道拉力占比为 0.124。

此时的前飞效率能达到 0.851, 其中一部分原因是在转速提高的情况下, 涵道也能够提供部分拉力。

表 4 设计状态一条件下的前飞数据

Table 4 Forward flight data under the first condition of design state

转速/(r/min)	总拉力/N	功率/W	效率
4 400	47.575	2 429.682	0.817
4 600	68.852	3 408.736	0.842
4 700	80.006	3 930.843	0.849
4 750	82.721	4 200.213	0.851
4 800	91.508	4 475.329	0.853
5 000	115.521	5 634.207	0.855
5 200	140.896	6 881.925	0.854

3.3 设计状态二: 以前飞状态为最优设计状态设计涵道螺旋桨

以前飞状态为最优设计状态的涵道螺旋桨能够保证有较好的巡航效率和更长的航时。在此基础上, 对涵道螺旋桨进行设计。

设计高度 $H=0.5$ km, 来流速度 $V_0=41.7$ m/s, 空气密度为 1.168 kg/m³, 空气黏度为 1.764×10^{-5} Pa·s。总设计拉力 $T=82$ N。由于涵道螺旋桨在前飞状态中, 涵道能提供的拉力非常之小, 甚至表现为阻力, 所以涵道拉力占比应取非常小, 即首次取拉力占比 $q=0.05$ 。其余设计参数跟悬停状态设计参数即与设计状态一保持一致。

3.3.1 初次设计

其涵道螺旋桨桨叶弦长和扭转角设计结果如图 8 所示: 相对于以悬停状态为最优设计的图 7 而言, 图 8 中的扭转角明显要大很多, 但是弦长要小很多。扭转角的增大是因为螺旋桨在前飞过程中, 轴流状态会使有效迎角减小, 故而在前飞设计中, 扭转角会比悬停设计中的大很多。弦长变小的大部分原因是拉力的减小, 致使弦长也跟着急剧减小。

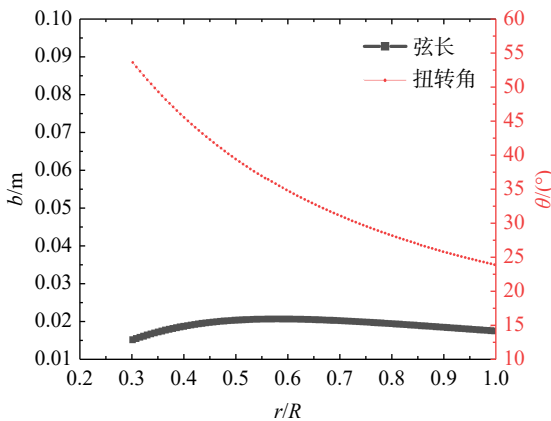


图 8 弦长与扭转角设计结果

Fig. 8 Design results of chord length and twist angle

如表 5 所示,在误差方面,除了涵道拉力占比误差为 78% 之外,其余参数均保持在 2% 以内。拉力占比未在误差允许范围内。综合第一次设计的拉力占比 0.089 与设计状态一的前飞拉力占比 0.124,最终取拉力占比 $q=0.12$ 代入由文中第 1 节快速设计方法编写的 Matlab 程序中进行计算。

表 5 涵道螺旋桨设计值与计算值结果对比
Table 5 Comparison between design value and calculated value of ducted propeller

参数	设计值	CFD 计算值	误差/%
桨叶拉力/N	77.900	76.982	1.2
扭矩/(N·m)	10.612	10.637	0.2
总拉力/N	82.000	84.469	3.0
功率/W	4 242.961	4 252.956	0.2
功率载荷/(kg/kW)	1.933	1.987	2.8
涵道拉力占比	0.050	0.089	78

3.3.2 涵道拉力占比修正设计

修正涵道拉力占比为 0.120 之后,涵道螺旋桨桨叶弦长和扭转角设计结果如图 9 所示,随着涵道拉力占比的提高,弦长有小幅降低,扭转角小幅增大,即桨叶的拉力减小,涵道的拉力增大。

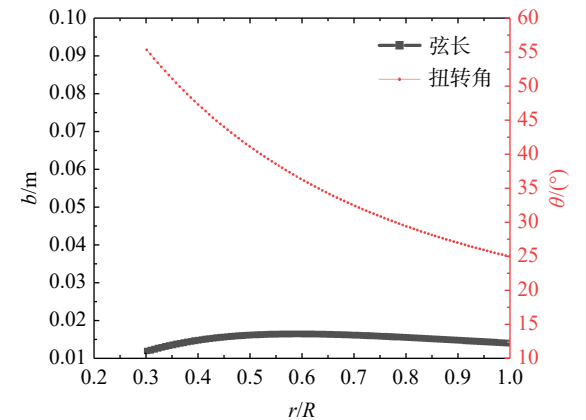


图 9 修正后的弦长与扭转角设计结果
Fig. 9 Modified design results of chord length and twist angle

如表 6 所示,除涵道拉力占比误差为 7.5% 之外,其余各项参数与设计值近乎接近且误差在 1% 内。此次涵道拉力占比的修正,不仅提高了精度,其中最重要的一点就是保证设计拉力的前提下,与修正之前相比,功率降低了 13% 左右。因此,不论是悬停还是前飞状态,涵道拉力占比的提高能够很好地降低功率,增加功率载荷。

3.3.3 变转速达到悬停工况要求

如表 7 设计状态二条件下的悬停数据所示,在

表 6 修正后的涵道螺旋桨设计值与计算值结果对比
Table 6 Comparison between design value and calculated value of modified ducted propeller

参数	设计值	CFD 计算值	误差/%
桨叶拉力/N	72.160	71.800	0.5
扭矩/(N·m)	9.216	9.245	0.3
总拉力/N	82.000	82.434	0.6
功率/W	3 687.000	3 698.23	0.3
功率载荷/(kg/kW)	2.224	2.228	0.2
涵道拉力占比	0.120	0.129	7.5

表 7 设计状态二条件下的悬停数据
Table 7 Hover data under the second condition of design state

转速/(r/min)	总拉力/N	功率/W
4 000	185.863	5 149.603
5 000	241.681	9 435.721
5 500	277.366	12 434.458
5 800	304.904	16 451.568
6 000	325.278	18 086.135

满足来流为 41.7 m/s 的情况下,悬停状态保持转速在 6 000 r/min,总拉力为 325.278 N 即可达到目标压力要求。但是其悬停时的功率达到 18 086.135 W,将近 4 倍于设计状态一的悬停功率。很显然,涵道螺旋桨的悬停需求功率大会对飞行器的续航能力大打折扣,不符合设计要求。

综上所述,采用设计状态一条件下的涵道螺旋桨较为合适。在悬停方面需用功率较小,在前飞方面有较高的前飞效率。即悬停时能够提供 325 N 的拉力,此时功率为 4 678 W; 41.7 m/s (150 km/h) 前飞时能提供 82 N 的拉力,此时功率为 4 200 W,前飞效率为 85.1%。

上述设计方法能够快速设计出悬停、前飞两设计点的倾转涵道螺旋桨几何模型,根据 CFD 计算结果,只需修正涵道拉力占比,经过两次迭代即可设计出具有较高设计精度的倾转涵道螺旋桨几何模型。

4 倾转涵道螺旋桨的设计及其综合优化方法

本文提出一种基于叶素动量理论、涵道螺旋桨的涡流理论耦合 CFD 设计并优化的涵道螺旋桨的设计方法。该方法主要设计步骤如下:

1) 根据提出的任务点,由文中第 1 节设计方法分别快速设计出悬停、前飞两状态的涵道螺旋

桨叶的初始叶素弦长及扭转角分布。得到两状态的几何分别对应命名为几何一和几何二。

2) 建立涵道螺旋桨三维模型并由 CFD 计算出拉力、扭矩、涵道拉力占比等数据。

3) 通过 CFD 计算数据对比设计数据修正涵道拉力占比。

4) 通过修正的数据在步骤 1) 中进行迭代设计、再经 CFD 计算直至结果满足设计目标。

5) 综合两设计状态的悬停、前飞功率，结合任务点，得到不同权重比下的悬停、前飞功率。

6) 代入权值，得到最终的涵道螺旋桨几何并进行 CFD 计算。

其中主要分为两大部分：一是步骤 1)~步骤 4) 是快速设计部分，二是步骤 5)~步骤 6) 综合优化设计部分。在快速设计部分，输入设计参数，根据 CFD 计算结果只需修正涵道拉力占比，再代回步骤 1) 中重新设计出弦长和扭转角，再由 CFD 计算。经过两轮迭代，主要参数误差最大不超过 5%，具有很高的设计精度与设计效率。在综合优化设计部分，关键是确定不同权值情况下对应的悬停、前飞功率的关系。

其设计流程图如图 10 所示，该设计方法具有简单、设计精度高、快速的特点。经该方法设计

出的倾转涵道螺旋桨具有较高的巡航效率和更长的航时。适用于不变距的倾转涵道螺旋桨设计。

5 综合参数优化设计

综合设计状态一、状态二的悬停和前飞数据如表 8 所示，很显然设计状态一基于传统以悬停为基础的设计方法基本能够达到设计要求，而设计状态二用于悬停时不符合设计要求。但与状态一相比，状态二的优势在于前飞功率更低 12%。为使目标涵道螺旋桨有更长的航时和更高的前飞效率。现基于两设计点对倾转涵道螺旋桨进行优化设计。

表 8 两设计状态的悬停功率和前飞功率
Table 8 Hover and front flying power meter in two design states

参数	设计状态一	设计状态二
悬停功率/W	4 678	18 086
前飞功率/W	4 200	3 696

综合设计时，以状态一为基础进行对比优化。通过兼顾悬停、前飞两个状态功率来达到目标要求，即悬停功率尽量接近状态一的悬停功率，前飞功率则尽量接近状态二的前飞功率。而在保持螺旋桨直径、涵道外形等其他参数不变的情况下，改变螺旋桨桨叶每个叶素的弦长和扭转角来达到改变悬停、前飞功率的目的，最终增加航时，提高前飞效率。

对于上述综合悬停、前飞两设计状态设计点、增加航时、提高前飞效率问题，建立优化数学模型如下，其中

设计变量为

$$t'_1, W, P'_1, P'_2$$

设计目标为

$$\max t'_{\text{total}} = t'_1 + \frac{W - P'_1 t_1}{P'_2}$$

设计约束为

$$0 < t'_1 < 0.588$$

$$0 < t'_2 < 0.745$$

$$4\,678 < P'_1 < 18\,086$$

$$3\,696 < P'_2 < 4\,200$$

$$0.5 \leq f \leq 1$$

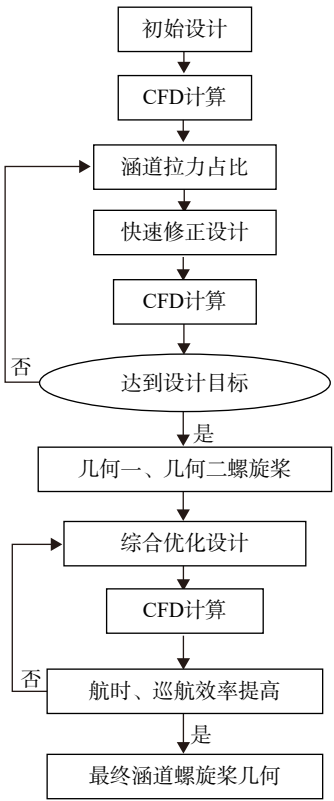


图 10 设计流程图

Fig. 10 Design flow chat

$$860 < W < 2\,752$$

$$t_{\text{total1}} < t'_{\text{total}}$$

其中 t'_{total} 为总续航时间, t_{total1} 为设计状态一的总续航时间, t'_1 为悬停所用时间, t'_2 为前飞所用时间, W 为总电量, P'_1 为悬停功率, P'_2 为前飞功率。

权值 f 为中间量, 通过改变每个截面的叶素弦长与扭转角进而改变桨叶外形来影响其需用功率。即分别对两设计状态叶素扭转角和弦长的一个系数乘积。在几何一、几何二的前提基础上重新改变弦长与扭转角的分布, 综合设计之后的新几何与几何一、几何二的关系式如下:

$$b' = fb_1 + (1-f)b_2$$

$$\theta' = f\theta_1 + (1-f)\theta_2$$

每个不同的 f 值对应一个悬停功率 P'_1 、前飞功率 P'_2 , 可利用数值模拟方法计算出多个点进行数据拟合得到如下关系式:

$$P'_1 = Af^2 + Bf + c$$

$$P'_2 = Xf^2 + Yf + Z$$

同时也可得到 P'_1 与 P'_2 的直接关系式:

$$P'_2 = UP_1^3 + VP_1^2 + WP_1 + D$$

采用数值迭代法逐步逼近最优点, 结合上述内容编写新的 Matlab 程序, 寻找航时的最大值。其中需要输入的参数有: 电量 V , 电压 U , 几何一的悬停功率 P_1 、前飞功率 P_2 、弦长 b_1 、扭转角 θ_1 , 几何二的悬停功率 P_{11} 、前飞功率 P_{22} 、弦长 b_2 、扭转角 θ_2 等。

5.1 初始参数的确定

设电池在不超重的前提下最大能供给单个涵道螺旋桨的电量 $V=8\text{ A}\cdot\text{h}$, 电压 $U=400\text{ V}$, 电池能量利用率为 86%。则可用电量 $Q=6.88\text{ A}\cdot\text{h}$, 能提供的总电量为

$$W = UQ \quad (23)$$

由于是以给定的电量为前提条件, 且其中的倾转过渡时间极短且在 10 s 左右^[23], 消耗电量对总航时影响极小, 所以功耗时间可算入悬停中。对于爬升阶段, 爬升时间短且不超过 1 min, 耗电量并不大, 所以为简化研究, 平稳过渡, 爬升单位时间耗电量按悬停单位时间耗电量计算且消耗的时间算入悬停时间中。即把倾转过渡、爬升等所

需的电量、时间等均算入悬停状态, 设悬停所需的时间为 $t_1=0.16\text{ h}$ 且保持不变, 前飞时间 t_2 , 则有

$$P_1t_1 + P_2t_2 = W \quad (24)$$

即

$$W_1 + W_2 = W \quad (25)$$

$$t_1 + t_2 = t_{\text{total}} \quad (26)$$

其中 P_1 为悬停功率, P_2 为前飞功率, W_1 、 W_2 分别为悬停状态和前飞状态电量, t_{total} 为总续航时间。

联立式(23)~式(25)式可得 $t_2=0.477\text{ h}$, $t_{\text{total}}=0.637\text{ h}$ 。即可求出 W_1 、 W_2 。

5.2 以设计状态一的悬停、前飞功率为基础进行对比优化

为了提高续航时间, 综合设计状态一和状态二的弦长和扭转角对其加权计算来达到增加总续航时间的目的。

假设悬停所需时间固定不变且为 t_1 。经过权值 f 计算后得到的新涵道螺旋桨几何对应的前飞时间、功率等用上标“ $'$ ”表示, 其中权值 f 为上述分别对两设计状态叶素扭转角和弦长的一个系数乘积。

联立式(24)~式(26)可得

$$t'_2 = \frac{W - P'_1t_1}{P'_2} \quad (27)$$

由式(24)~式(27)可知, W 、 t_1 均是已知确定的。为了得到更大的 t'_{total} 就是求出最大的 t'_2 。其中不同权值对应下的 P'_1 、 P'_2 是未知且不确定的。求 t'_2 的最大值关键是在于确定式(27)中 P'_1 、 P'_2 的值。

5.3 权值 f 的确定

不同权值下的几何有着与之对应的悬停、前飞功率。如图 11 所示计算得到不同权值对应的悬停-前飞功率的 3 阶曲线。其中在此曲线中逼近最优点, 即 P'_1 、 P'_2 的功率均尽可能小的点, 不仅能够最大限度地增加航时, 而且前飞效率也能得到一定程度上的提高。图 12 为不同权值下对应的总续航时间。最终得到悬停、前飞的值为 (5 121.212, 3 707.551), $t_{\text{total}}=0.681\text{ h}$ 。与之对应的权值亦即为: 设计状态一为 0.911, 设计状态二为 0.089。

5.4 结果分析

权值分配之后的弦长和扭转角及三维模型如图 13、图 14 所示, 相对于设计状态一扭转角有小

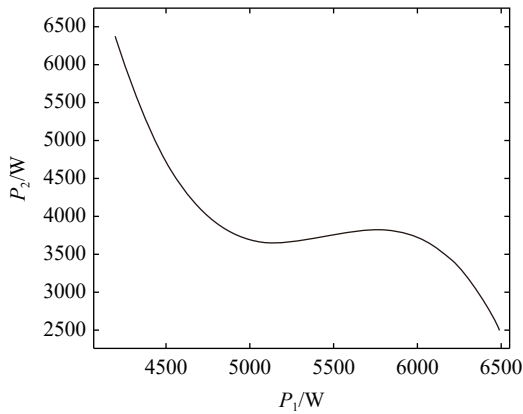


图 11 不同权值对应的悬停-前飞功率

Fig. 11 Hover-forward flight power corresponding to different weights

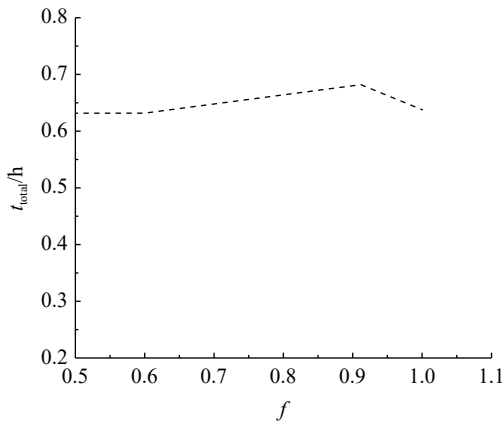


图 12 不同权值对应的总续航时间

Fig. 12 Total flight duration corresponding to different weights

幅增大,弦长小幅减小。说明综合设计下,悬停和前飞均有兼顾。对得到的几何模型进行数值模拟计算,结果如表 9 所示:其实际前飞效率能达到 92.3%。悬停、前飞功率分别为 5 111.589 W 和 3 705.878 W。

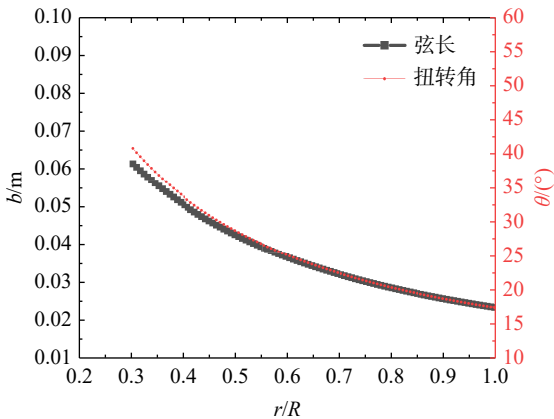


图 13 弦长与扭转角综合设计结果

Fig. 13 Comprehensive design results of chord length and twist angle

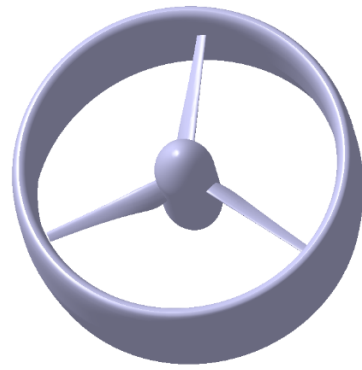


图 14 综合设计之后的涵道螺旋桨几何模型

Fig. 14 Duct propeller geometry model after integrated design

表 9 涵道螺旋桨悬停和前飞数值计算结果

Table 9 Numerical calculation results of ducted propeller hovering and forward flight

参数	悬停	前飞
桨叶拉力/N	152.521	72.803
扭矩/(N·m)	12.794	7.347
总拉力/N	325.102	82.154
功率/W	5 111.589	3 705.878
功率载荷/(kg/kW)	6.361 0	2.217
效率		0.923

分别代入式(24)、式(26)中,即可得实际总续航时间 $t'_{\text{total}}=0.682\text{ h}$ 。说明保持悬停时间不变的情况下,相对于设计状态一,桨叶经过权值分配优化之后,悬停航时能够增加 0.045 h。总的来说,总航时提高了 7.1%,对比表 4 结果,前飞效率提高了 7.2%。说明优化方法可行有效。

5.5 倾转涵道螺旋桨倾转过渡气动力评估

经以上综合设计工作完成之后的新涵道螺旋桨,其性能已经能够达到悬停、前飞的设计指标。但是在倾转过渡状态下其拉力匹配情况还未可知。该项目无人机的总质量为 65 kg,其中双涵道螺旋桨采用类似鱼鹰倾转旋翼机的旋翼布局方式分布于机翼两侧各分担 32.5 kg 的质量。

在控制方面,倾转过渡阶段的飞行速度不断变化,无人机的稳定性、各个操纵面的耦合和气动特性也在不断变化,导致在倾转过渡模式下的控制系统设计极其复杂^[30]。为了简化研究,本文忽略涵道螺旋桨与机体产生的气动干扰,且将单独倾转涵道螺旋桨与单独无人机气动力匹配在倾转过渡过程中作准定常分析。

取倾转过程中的 30°、45°、60°三点作为研究点,如图 15 为倾转涵道螺旋桨在倾转过程中倾角

与拉力的关系图, 无人机在倾转过渡的过程中, 水平方向需要涵道螺旋桨拉力的水平分量与机体阻力相匹配(大于等于阻力), 竖直方向需要涵道桨拉力的竖直方向的分量即涵道桨竖直方向力、机体升力与整个无人机质量相匹配(大于等于质量)。由仿真计算结果图 15 可知, 在水平方向的拉力是能够满足力的匹配要求的, 且整机的水平加速度能达到 5.4 m/s^2 , 理论计算 8 s 左右可以达到巡航速度。图 16 为涵道螺旋桨倾角与升力关系图, 其中的升力匹配较为复杂。经计算发现, 由悬停模式初步转向倾转过渡时, 涵道螺旋桨在水平方向能够很好地平衡阻力, 但此时涵道桨竖直方向力与机体升力不足, 所以需要无人机增大迎角来增加机翼的升力, 从而弥补竖向力的不足, 使得整机拉力增大。倾转过渡过程中, 产生的力矩则通过尾翼的控制使其获得平衡, 使无人机能够平稳飞行。随着倾转

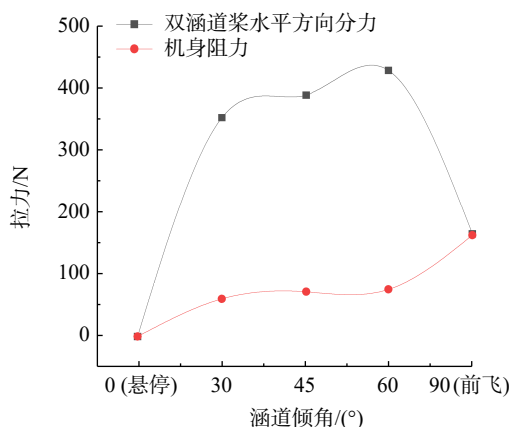


图 15 涵道螺旋桨倾角与拉力关系图

Fig. 15 Relationship between inclination angle and pulling force of ducted propeller

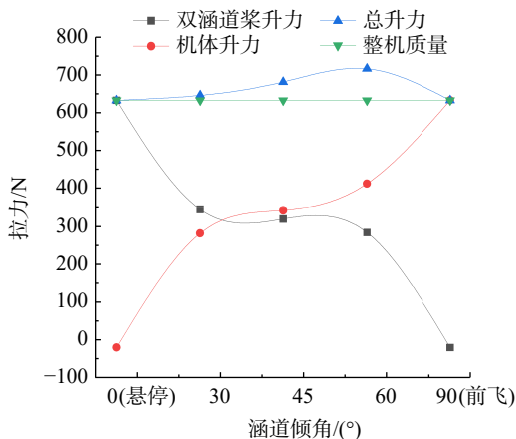


图 16 涵道螺旋桨倾角与升力关系图

Fig. 16 Diagram of relationship between inclination angle and lift of ducted propeller

角度的加大, 整机的升力由涵道桨提供逐渐过渡到机翼提供, 且整机的升力总是稍比无人机总质量大。考虑到涵道螺旋桨与机体存在较大的气动干扰, 升力也会有所损失, 但总升力大致能与整机质量平衡。所以在升力方向也完全满足重力匹配要求, 能够维持平衡。

总体而言, 设计的倾转涵道螺旋桨能够符合悬停、前飞的设计要求, 在保证续航能力的同时还具有较高的前飞效率, 并且在倾转过渡状态下能够满足各方向力的匹配需求, 具备一定的可行性, 为飞行控制提供参考。

6 结 论

本文得出如下结论:

1) 本文提出的基于叶素动量理论、涵道螺旋桨的涡流理论耦合 CFD 修正并优化的涵道螺旋桨快速设计方法具有较高的设计精度与设计效率。快速设计中, 根据 CFD 结果只需对涵道拉力占比进行修正迭代即可获得较高的设计精度。

2) 通过综合悬停、前飞两个状态优化设计出的涵道螺旋桨, 在满足任务点的情况下巡航效率为 92.3%, 航时能够提高 7.1%。

3) 涵道拉力占比越高, 需用功率越低, 功率载荷越高。

4) 本文两轮迭代初始设计, 适用于快速设计出悬停、前飞不同状态的倾转涵道螺旋桨且具有较高的设计精度。

5) 本文提出的倾转涵道螺旋桨的综合设计方法具有很好地适用性, 基于这种方法设计出的倾转涵道螺旋桨能够很好的适用于垂直起降无人机等飞行器。

参考文献:

- [1] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
LIU Peiqing. Air propeller theory and its application[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2006. (in Chinese)
- [2] 许和勇, 叶正寅. 涵道螺旋桨与孤立螺旋桨气动特性的数值模拟对比[J]. 航空动力学报, 2011, 26(12): 2820-2825.
XU Heyong, YE Zhengyin. Numerical simulation and comparison of aerodynamic characteristics between ducted and isolated propellers[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(12): 2820-2825. (in Chinese)
- [3] 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): 306-309.
XU Heyong, YE Zhengyin. Numerical simulation of ducted-pro-

- propeller system using unstructured overset grids[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2013, 31(3): 306-309. (in Chinese)
- [4] 韩凯, 白俊强, 邱亚松, 等. 涵道螺旋桨设计变量的影响及其流动机理[J]. *航空学报*, 2022, 43(7): 125466.
HAN Kai, BAI Junqiang, QIU Yasong, et al. Aerodynamic performance and flow mechanism of ducted propeller with different design variables[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(7): 125466. (in Chinese)
- [5] 程钰锋, 郑小梅, 脱伟, 等. 涵道螺旋桨气动机理数值分析[J]. *直升机技术*, 2021(2): 8-15.
CHENG Yufeng, ZHENG Xiaomei, TUO Wei, et al. Numerical investigation on aerodynamic characteristics of ducted propeller[J]. *Helicopter Technique*, 2021(2): 8-15. (in Chinese)
- [6] PAUL F Y, KENNETH W M. A wind-tunnel investigation of a 4-foot-diameter ducted fan mounted on the tip of a semi span wing: NASA TN D-776 1961 [R]. Washington, US: NASA, 1961.
- [7] PAUL F Y. Aerodynamics of a tilting ducted fan configuration: NASA TN D-785 1961 [R]. Washington, US: NASA, 1961.
- [8] GRUNWALD K J, GOODSON K W. Aerodynamic loads on an isolated shrouded-propeller configuration for angles of attack from -10° to 10° : NASA TN D-995 1962 [R]. Washington, US: NASA, 1962.
- [9] GOODSON K W, GRUNWALD K J. Aerodynamic characteristics of a powered semi span tilting-shrouded-propeller VTOL model in hovering and transition flight: NASA TN D-981 1962 [R]. Washington, US: NASA, 1962.
- [10] KENNETH W M. Performance characteristics of a 4-foot-diameter ducted fan at zero angle of attack for several fan blade angles: NASA TN D-3122 1965 [R]. Washington, US: NASA, 1965.
- [11] STUBBLEFIELD J M. Numerically-based ducted propeller design using vortex lattice lifting line theory[D]. Cambridge, US: Massachusetts Institute of Technology, 2008.
- [12] CELIK F, GUNER M, EKINCI S. An approach to the design of ducted propeller[J]. *Mechanical Engineering*, 2010, 17(5): 406-417.
- [13] CONEY W B. A method for the design of a class of optimum marine propulsors[J]. Cambridge, US: Massachusetts Institute of Technology, 1989.
- [14] 徐国华. 直升机涵道尾桨与孤立尾桨的气动特性对比研究[J]. *空气动力学学报*, 1995, 13(4): 420-426.
XU Guohua. Comparative study on aerodynamic characteristics of helicopter ducted tail rotor and isolated tail rotor[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 1995, 13(4): 420-426. (in Chinese)
- [15] 王国强, 张建华. 导管螺旋桨的升力面/面元偶合设计方法[J]. *船舶力学*, 2003, 7(4): 21-27.
WANG Guoqiang, ZHANG Jianhua. A design method of ducted propeller by coupled lifting surface theory/panel method[J]. *Journal of Ship Mechanics*, 2003, 7(4): 21-27. (in Chinese)
- [16] 高永卫, 黄灿金, 魏闯. 一种涵道螺旋桨的简便设计方法[J]. *航空工程进展*, 2013, 4(3): 352-357.
GAO Yongwei, HUANG Canjin, WEI Chuang. A simple approach to the design of ducted propeller[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2013, 4(3): 352-357. (in Chinese)
- [17] 郭佳豪, 周洲, 李旭. 一种涵道螺旋桨桨叶高效设计方法[J]. *航空学报*, 2022, 43(7): 125253.
GUOJIA Hao, ZHOU Zhou, LI Xu. An efficient design method for blade of ducted propeller[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(7): 125253. (in Chinese)
- [18] 邓阳平, 米百刚, 詹浩, 等. 涵道螺旋桨地面效应试验与数值计算研究[J]. *西北工业大学学报*, 2020, 38(5): 1038-1046.
DENG Yangping, MI Baigang, ZHAN Hao, et al. Ground test and numerical simulation on ground effect of ducted propeller system[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2020, 38(5): 1038-1046. (in Chinese)
- [19] 程钰锋, 李志伟, 祝方正, 等. 桨尖与壁面间隙对涵道螺旋桨气动性能的影响[J]. *飞机设计*, 2021, 41(1): 25-30.
CHENG Yufeng, LI Zhiwei, ZHU Fangzheng, et al. Numerical investigation on aerodynamic characteristics of ducted propeller with different clearance between blade tip and inner wall of duct[J]. *Aircraft Design*, 2021, 41(1): 25-30. (in Chinese)
- [20] 程钰锋, 祝方正, 李志伟, 等. 桨盘位置对涵道螺旋桨气动性能的影响[J]. *直升机技术*, 2020(2): 1-5.
CHENG Yufeng, ZHU Fangzheng, LI Zhiwei, et al. Numerical investigation on aerodynamic characteristics of ducted propeller with different blade plate position[J]. *Helicopter Technique*, 2020(2): 1-5. (in Chinese)
- [21] 姬乐强, 李建波, 方毅. 涵道风扇气动特性及其参数优化设计[J]. *科学技术与工程*, 2019, 19(9): 245-251.
JI Leqiang, LI Jianbo, FANG Yi. The aerodynamic characteristics and parameter optimization design of ducted fan[J]. *Science Technology and Engineering*, 2019, 19(9): 245-251. (in Chinese)
- [22] 张万意. 倾转涵道飞行器飞行动力学研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
ZHANG Wanyi. Research on flight dynamics of tilt ducted rotor aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [23] 杨磊, 叶正寅. 倾转涵道倾转过渡阶段的非定常气动力[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(1): 155-163.
YANG Lei, YE Zhengyin. Unsteady aerodynamic force of tilt ducted fan during transition period[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(1): 155-163. (in Chinese)
- [24] 蔡红明, 昂海松, 段文博. 一种新型涵道飞行器的设计与气动特性研究[J]. *兵工学报*, 2012, 33(7): 857-863.
CAI Hongming, ANG Haisong, DUAN Wenbo. Design of a new ducted fan aircraft and its aerodynamic characteristic research[J]. *Acta Armamentarii*, 2012, 33(7): 857-863. (in Chinese)
- [25] 苏雷. 涵道风扇气动性能研究及涵道外形参数优化分析[D]. 北京: 清华大学, 2019.
SU Lei. Aerodynamic performance calculation of ducted fan and optimization of duct profile parameters[D]. Beijing: Tsinghua University, 2019. (in Chinese)
- [26] 贺兴柱. 多涵道无人机总体设计及气动特性分析[D]. 长春: 吉林大学, 2014.
HE Xingzhu. Integral design and aerodynamic characteristics research of the multiple-ducted fan UAV[D]. Changchun: Jilin University, 2014. (in Chinese)
- [27] 刘雨. 涵道式飞行汽车的气动特性数值模拟与优化研究[D]. 长春: 吉林大学, 2022.
LIU Yu. Research on numerical simulation and optimization of aerodynamic performance of ducted flying car[D]. Changchun: Jilin University, 2022. (in Chinese)
- [28] JOHNSON W. 直升机理论[M]. 孙如林, 译. 北京: 航空工业出版社, 1991.
JOHNSON W. Helicopter theory[M]. SUN Rulin, translated. Beijing: Aviation Industry Press, 1991. (in Chinese)

-
- [29] 李瑞光. 介绍一种国外用统计规律进行直升机参数选择的方法[J]. 直升机技术, 2004(3): 45-49.
LI Ruiguang. This paper introduces a method of helicopter parameter selection using statistical laws abroad[J]. Helicopter Technique, 2004(3): 45-49. (in Chinese)
- [30] 丁新. 倾转涵道飞行器飞行控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
DING Xin. Research on flight control of ducted tiltrotor aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)

(编辑: 王碧珺)