

文章编号 1004-924X(2026)01-0098-14

涵道式飞行汽车螺旋桨的气动特性与 涵道外形设计

张增奎^{1,2}, 李京阳^{1,2,3*}, 印明威³, 郝文乾^{1,2}, 谢佳苗^{1,2}, 王哲^{1,2}, 高舒煜^{1,2}

(1. 中北大学 航空宇航学院, 山西 太原 030051;

2. 中北大学 山西省无人飞行器工程研究中心, 山西 太原 030051;

3. 北京清航紫荆装备科技有限公司, 北京 102100)

摘要: 为设计满足涵道式飞行汽车悬停状态下高效拉力需求的螺旋桨, 提出一种飞行汽车涵道螺旋桨的设计方法。该方法基于叶素动量理论、涵道螺旋桨涡流理论对桨叶进行设计, 通过计算流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 修正得到满足设计要求的涵道螺旋桨。在飞行汽车悬停工况下, 对涵道螺旋桨进行气动研究, 分析了涵道螺旋桨与孤立螺旋桨的气动性能。结果表明, 涵道螺旋桨通过抑制叶尖涡以及利用涵道产生附加升力, 总拉力较孤立螺旋桨提升 11.1%, 功率消耗降低 10.5%。为优化悬停工况下涵道螺旋桨性能, 提出一种可变涵道螺旋桨设计, 通过动态调节喇叭口扩张角, 实现悬停状态进气量最大化, 总拉力提升 15.53%。本研究验证了叶素动量理论结合 CFD 修正的高精度设计方法, 为飞行汽车推进系统的高效气动设计提供了理论与技术支撑。

关键词: 飞行汽车; 涵道螺旋桨; 叶素动量理论; 数值仿真; 气动特性; 可变涵道设计

中图分类号: V221 **文献标识码:** A

doi: 10.37188/OPE.20263401.0098

CSTR: 32169.14.OPE.20263401.0098

Aerodynamic characteristics and ducted shape design of ducted flying car propeller

ZHANG Zengkui^{1,2}, LI Jingyang^{1,2,3*}, YIN Mingwei³, HAO Wenqian^{1,2}, XIE Jiamiao^{1,2},
WANG Zhe^{1,2}, GAO Shuyu^{1,2}

(1. School of Aeronautics and Astronautics, North University of China, Taiyuan 030051, China;

2. Shanxi Engineering Research Center of Unmanned Aerial Vehicle, North University of China,
Taiyuan 030051, China;

3. Beijing Tsing Aero Armament Technology Co., Ltd., Beijing 102100, China)

* Corresponding author, E-mail: 18911638156@163.com

Abstract: To design a ducted propeller that satisfies the requirement for high thrust efficiency during hover in a ducted flying car, a dedicated design methodology is proposed. Blade geometry is developed using blade element momentum theory in conjunction with ducted propeller vortex theory, and the resulting de-

收稿日期: 2025-09-05; 修订日期: 2025-10-22.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (No. 11602123); 内蒙古自治区杰出青年培育基金资助项目 (No. 2019JQ002)

signs are refined through CFD-based corrections to meet target performance. Under hover conditions, the aerodynamic performance of the ducted propeller is evaluated and compared with that of an isolated propeller. The results indicate that, due to suppression of blade-tip vortices and the additional lift generated by the duct, total thrust is increased by 11.1% while power consumption is reduced by 10.5% relative to the isolated propeller. To further enhance hover performance, an innovative variable-duct propeller configuration is proposed, in which the flare expansion angle is dynamically adjusted to maximize inlet airflow during hover, yielding a 15.53% increase in total thrust. The study validates a high-accuracy design framework that integrates blade element momentum theory with CFD correction, providing theoretical and technical support for efficient aerodynamic design of propulsion systems for flying vehicles.

Key words: flying car; ducted propeller; blade element momentum theory; numerical simulation; aerodynamic characteristic; variable duct design

1 引言

随着城市空中交通(Urban Air Mobility, UAM)概念的兴起,飞行汽车成为未来交通的重要发展方向。悬停状态下的高效推进系统是飞行汽车设计的核心挑战之一。涵道螺旋桨因其具有高气动效率、低噪声和安全性等优势,成为螺旋桨的理想选择。涵道螺旋桨是指被涵道包围的螺旋桨系统,相比于孤立的螺旋桨,涵道螺旋桨系统具有更高的气动效率,并兼具气动噪声低和安全性高等优点,已经广泛应用于轮船、飞行汽车、潜艇等军事及民用领域^[1]。

国内外对于涵道螺旋桨进行过大量研究。早在20世纪60年代,美国国家航天局进行过大量涵道螺旋桨的风洞实验研究,并获得了大量实验数据^[2-6]。Coney^[7]提出了一种创新的涵道螺旋桨气动设计方法,该方法采用升力线模型进行螺旋桨叶片的气动载荷计算,并通过涡量面元法对涵道结构进行数值建模。这种耦合建模方式通过离散化处理涵道表面涡量分布特征,实现了螺旋桨-涵道气动干涉效应的精细化表征,为涵道推进系统的优化设计建立了理论分析模型。国内涵道螺旋桨发展起步较晚,许和勇^[8]等基于非结构动态嵌套网格方法,对涵道螺旋桨与孤立螺旋桨的气动特性进行了非定常Euler方程数值模拟对比研究和分析。高永卫^[9]等提出一种将动量定理、轴流式通风机相似理论和旋转机械叶素理论相结合的工程方法,快速确定了桨叶和涵道初始外形。苏运德^[10]等基于非结构网格的滑移网格技术,对悬停状态下

涵道螺旋桨流场进行了非定常Euler方程数值模拟,分析了桨尖间隙和双桨间距对涵道螺旋桨气动性能的影响。郭佳豪^[11]等基于叶素动量理论,通过CFD计算对设计进行修正,提出一种涵道螺旋桨桨叶高效设计方法。李自启^[12]等提出了一种适用于倾转类无人机的倾转涵道螺旋桨设计方法,由叶素动量理论、涵道螺旋桨的涡流理论设计得到螺旋桨的弦长和扭转角,通过综合悬停及前飞两个状态的功率,优化得到最终的涵道螺旋桨。陈炜锋^[13]等提出一种倾转涵道螺旋桨的设计及优化方法,通过计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)修正与迭代两次得到涵道螺旋桨最优数值。李晓华^[14]等利用动量理论分析了孤立螺旋桨和涵道螺旋桨产生不同拉力的原因。韩凯^[15]等研究了螺旋桨旋转速度和前进速度、涵道径弦比以及涵道唇口偏转角度对涵道螺旋桨气动特性的影响和流动机理。

目前,国内外飞行汽车发展迅速,低空经济热度空前。国内各大公司以及研究所等推出一系列飞行汽车,但真正实现空-陆模式轮换的飞行汽车仍处于概念机阶段,其限制因素很大程度来源于涵道螺旋桨的气动性能。因此,有必要建立孤立螺旋桨与涵道螺旋桨的几何模型来探究二者之间的气动性能,进一步提出优化涵道螺旋桨的设计方法,从而实现既可以飞行又可以在道路上行驶的纯电驱动汽车的愿景。

本文基于叶素动量理论与涵道螺旋桨滑流理论构建涵道螺旋桨几何模型,采用ANSYS Fluent有限元模拟软件,系统分析了孤立螺旋

桨与涵道螺旋桨在悬停状态下的气动性能。针对理想状态下的悬停条件,通过参数化讨论比较揭示了孤立螺旋桨与涵道螺旋桨不同的气动特性。探讨了相同条件下压力与流速等结果的不同,进一步提出了涵道螺旋桨的优化设计,并聚焦于涵道螺旋桨的可变唇口设计。本研究结果不仅揭示了涵道螺旋桨喇叭口张开角度对气动性能产生的影响,还为飞行汽车悬停状态下的涵道螺旋桨设计提供了理论指导与数据支持。

2 理论与方法

叶素动量理论是涵道螺旋桨桨叶气动设计的核心理论基础。该理论将桨叶延展向离散为若干个独立的微元叶素,并假定每个叶素的行为类似于一个二维翼型截面,其气动特性仅取决于当地流场条件。为了建立桨叶微元气动力与宏观性能之间的联系,并进一步应用于设计,需要深入分析作用在单个叶素上的气动力系及其几何关系。针对图1所示涵道式飞行汽车模型进行研究,计算涵道螺旋桨的相关数据^[16]。

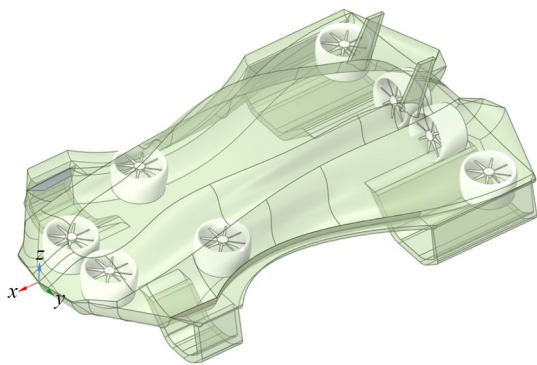


图1 涵道式飞行汽车模型
Fig. 1 Model of a ducted flying car

图2展示了作用在桨叶微元上的关键速度矢量与气动力分量。图中： Ω 为转速； Ωr 为不同叶素下的转速； φ 为实际入流角； φ_0 为几何入流角； β 为干涉角； α 为叶素实际迎角； γ 为阻升角； V_0 为来流速度； V_t 为与 Ωr 平行的切向诱导速度； V_a 为轴向诱导速度； V' 为几何诱导速度； dF 为叶素切向力； dR 为叶素总气动力； dL 为作用叶素的升力； dT_R 为桨叶叶素拉力微元。叶素微元如图3所示。

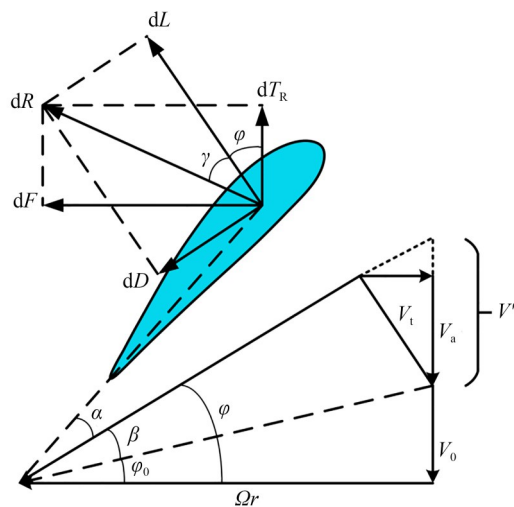


图2 叶素受力
Fig. 2 Propeller element under force

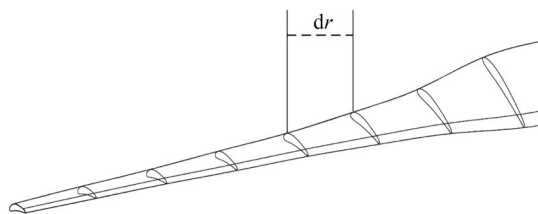


图3 叶素微元
Fig. 3 Propeller element

2.1 最小能量损失原则

涵道螺旋桨的设计需遵循最小能量损失原则^[17],以实现推进效率最大化。将桨叶沿径向离散为若干叶素微元,基于动量守恒与气动力平衡分析,得到环量变化对拉力和扭矩的影响如下:

$$\Delta T = \rho \Delta \Gamma (\Omega r - V_t) dr, \quad (1)$$

$$\Delta M = \rho \Delta \Gamma (V_0 + V_a) r dr, \quad (2)$$

其中： ΔT 为拉力变化量， ΔM 为扭矩变化量， ρ 为空气密度， $\Delta \Gamma$ 为环量变化量， Ω 为转速， r 为径向位置， V_t 为切向诱导速度， V_a 为轴向诱导速度， dr 为径向微元长度。

螺旋桨有用功与吸收能量的比值 k 为：

$$k = \frac{V_0 \Delta T}{\Omega \Delta M} = \frac{V_0 (\Omega r - V_t)}{\Omega (V_0 + V_a) r}. \quad (3)$$

为实现能量损失最小化,引入综合诱导速度 V' 这一关键参数。 V' 表征螺旋桨旋转产生的整

体诱导效应,其定义为:

$$V' = \frac{\Gamma}{2\pi r(V_0 + V_a)}. \quad (4)$$

其中: Γ 为环量。由叶素速度三角形几何关系(图2),实际入流角 φ 满足:

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

由式(5)可知, V' 的物理意义在于它耦合了轴向诱导速度 V_a 和切向诱导速度 V_t 的综合效应,为桨叶设计提供统一的诱导速度表征。

将式(5)代入式(3)简化得到:

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

其中: k 值表示有用功与输入功的比值(效率因子),优化目标是使该值沿桨叶展向保持恒定。为实现效率最大化,需保证沿桨叶展向 k 值恒定,即在 k 值较大处增加环量, k 值较小处减小环量^[18]。

可推出螺旋桨桨叶叶素的轴向诱导速度与切向诱导速度表达式为:

$$V_a = V' \frac{\Omega^2 r^2}{V_0^2 + \Omega^2 r^2}, \quad (7)$$

$$V_t = V' \frac{\Omega r V_0}{V_0^2 + \Omega^2 r^2}. \quad (8)$$

式(7)和式(8)中,将 V_a 和 V_t 统一用 V' 表示,便于后续计算。最小能量损失原则为涵道螺旋桨设计提供了理论基础,确保推进效率最大化。后续的桨叶几何参数设计将以此为指导原则,通过迭代求解实现 k 值沿桨叶展向恒定分布,图4为最小能量损失原则逻辑关系示意图。

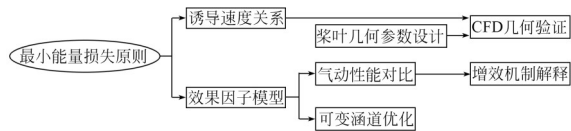


图4 最小能量损失原则的逻辑关系

Fig. 4 Logical relationship of principle of minimum energy loss

2.2 涵道螺旋桨气动设计

涵道螺旋桨设计需同时考虑桨叶气动性能和涵道附加效应。设 $q = T_R/T$ 为桨叶拉力占比(T_R 为桨叶拉力, T 为总拉力),设计流程如图5所示。

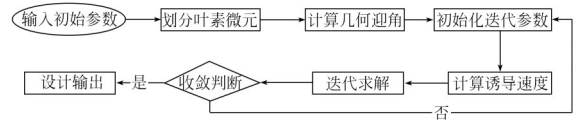


图5 涵道螺旋桨结构理论设计流程

Fig. 5 Flow chart of theoretical design of ducted propeller structure

由叶素受力分析几何图可得:

$$\varphi_0 = \arctan\left(\frac{V_0}{\Omega r}\right), \quad (9)$$

$$dT_R = d_L \cos \varphi - d_D \sin \varphi, \quad (10)$$

$$\gamma = \arctan \frac{C_D}{C_L}. \quad (11)$$

根据库塔-儒可夫斯基定理^[19]可得到螺旋桨桨叶叶素微元上的升力和阻力分别为:

$$d_L = \frac{1}{2} \rho W^2 C_L b dr, \quad (12)$$

$$d_D = \frac{1}{2} \rho W^2 C_D b dr, \quad (13)$$

其中: W 为相对速度, b 为弦长, C_L 和 C_D 分别为升力系数和阻力系数, ρ 为大气密度, d_L 为升力, d_D 为阻力。

根据叶素理论可知,螺旋桨桨叶上每个叶素上取长度为 dr ,将式(10)与式(12)及(13)联立,即可得到叶素产生的拉力 dT_R ,同理得到叶素的扭矩 dM ,功率 dP 以及此叶素的总拉力 dT 。其公式分别为:

$$dT_R = \frac{N_B}{2} \rho W^2 \cdot b (C_L \cos \varphi - C_D \sin \varphi) dr, \quad (14)$$

$$dM = \frac{N_B}{2} \rho W^2 b r (C_D \cos \varphi + C_L \sin \varphi) dr, \quad (15)$$

$$dP = \frac{N_B}{2} \rho W^2 b \Omega r (C_D \cos \varphi + C_L \sin \varphi) dr, \quad (16)$$

$$dT = \frac{dT_R}{q} = \frac{N_B}{2q} \rho W^2 \cdot b (C_L \cos \varphi - C_D \sin \varphi) dr. \quad (17)$$

对式(14)~式(17)积分即可得到桨叶产生的拉力 T_R 、扭矩 M 、功率 P 及总拉力 T 。其公式分别为:

$$T_R = N_B \left[\int_{R_{\min}}^{R_{\max}} \frac{1}{2} C_L \rho W^2 \cdot b \cdot \cos \varphi dr - \int_0^{R_{\max}} \frac{1}{2} C_D \rho W^2 \cdot b \cdot \sin \varphi dr \right], \quad (18)$$

$$M = N_B \left[\int_{R_{\min}}^{R_{\max}} \frac{1}{2} C_D \rho W^2 \cdot b \cdot \cos \varphi \cdot r dr + \int_0^{R_{\max}} \frac{1}{2} C_L \rho W^2 \cdot b \cdot \sin \varphi \cdot r dr \right], \quad (19)$$

$$P = N_B \left[\int_{R_{\min}}^{R_{\max}} \frac{1}{2} C_D \rho W^2 \cdot b \cdot \cos \varphi \cdot \Omega r dr + \int_0^{R_{\max}} \frac{1}{2} C_L \rho W^2 \cdot b \cdot \sin \varphi \cdot \Omega r dr \right], \quad (20)$$

$$T = \frac{N_B}{q} \left[\int_{R_{\min}}^{R_{\max}} \frac{1}{2} C_L \rho W^2 \cdot b \cdot \cos \varphi dr - \int_0^{R_{\max}} \frac{1}{2} C_D \rho W^2 \cdot b \cdot \sin \varphi dr \right], \quad (21)$$

其中: $R_{\max}$ 是桨叶的最大半径, $R_{\min}$ 是桨叶的最小半径。

由涵道螺旋桨涡流理论可得环量 Γ 以及速度 W 为:

$$\Gamma = \frac{2\pi r V_t}{N_B} = \frac{1}{2} W b C_L, \quad (22)$$

$$W = \sqrt{(V_0 + V_a)^2 + (\Omega r - V_t)^2}. \quad (23)$$

结合入流角关系可简化为:

$$W = \frac{V_0 + V_a}{\sin \varphi}. \quad (24)$$

涵道螺旋桨的涵道通过抑制桨尖涡, 减小能量损失约束滑流, 增加有效拉力入口前缘产生负压区来增强性能, 传统动量理论无法量化这些效应, 需引入涵道增益系数 K_d 。 K_d 为无量纲参数, 用于量化涵道对气流加速的效果。

根据动量理论, 涵道修正后的桨动量方程为:

$$dT_R = \rho \cdot 2\pi r (V_0 + V_a) V_a \cdot (1 + K_d r) dr. \quad (25)$$

联立式(14)、式(24)与式(25)可得:

$$2\pi r (1 + K_d) V_a \sin^2 \varphi = \frac{N_B}{2} b (V_0 + V_a) (C_L \cos \varphi - C_D \sin \varphi). \quad (26)$$

叶素升力与当地环量关系为:

$$dL = \rho \Gamma W dr. \quad (27)$$

联立式(12)与式(27)可得弦长 b 为:

$$b = \frac{2\Gamma}{WC_L}. \quad (28)$$

将式(22)代入式(4)可得:

$$V' = \frac{\frac{1}{2} W b C_L}{2\pi r (V_0 + V_a)} = \frac{W b C_L}{4\pi r (V_0 + V_a)}. \quad (29)$$

根据叶素几何关系可知阻升角的关系式(11), 代入式(14)得到:

$$C_L \cos \varphi - C_D \sin \varphi = C_L (\cos \varphi - \tan \gamma \sin \varphi) = C_L \frac{\sin(\varphi - \gamma)}{\cos \gamma}. \quad (30)$$

最终基于最小能量损失原则(k 值恒定)建立统一方程并引入实度系数 σ , 可推导得到核心设计方程:

$$C_L \sigma = \frac{4(1 + K_d) \sin^2 \varphi \cos \gamma \sin(\varphi - \gamma)}{\cos(\varphi - \gamma) \tan \varphi_0}, \quad (31)$$

其中: $\sigma = N_B b / 2\pi r$, k 值恒定原则已隐含在诱导速度中。

扭转角 θ 则满足:

$$\theta = \varphi + \alpha. \quad (32)$$

3 迭代设计与 CFD 验证

3.1 迭代设计流程

采用牛顿迭代法迭代求解, 判断是否收敛, 对参数进行修正, 得到满足设计拉力要求的 V' , 以及该截面的弦长 b 与扭转角 θ 。采用牛顿迭代法更新涵道增益系数 K_d 和涵道拉力占比 q 。首先, 初始化设计参数, 取 $K_d^{(0)} = 0.25$, $q^{(0)} = 0.4$ 。基于当前参数利用核心设计方程计算桨叶弦长 b 和扭转角 θ 沿径向的分布, 并通过积分桨叶微元拉力得到理论桨叶拉力 $T_R^{(n)}$ 。将桨叶和涵道几何模型导入 CFD 软件, 进行非定常流场模拟。比较 CFD 计算结果与设计桨叶拉力和涵道拉力之间的误差, 从而更新设计参数, 重复上述流程, 直至 $\max(|\Delta T|/T, |\Delta q|) < 1\%$, 此时迭代收敛得出最后的设计结果。图 6 是修正参数流程。

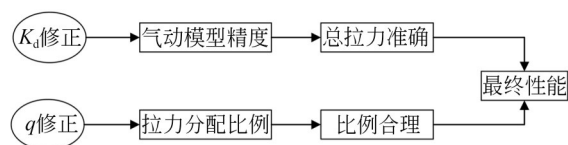


图 6 参数修正流程

Fig. 6 Flow of parameters correction

3.2 CFD方法与验证

为验证模型的可靠性,采用20世纪60年代NASA研究过的一种模型进行网格无关性验证。该模型采用3片桨叶,翼型选用NACA6412翼型,桨盘直径为0.381 m,桨毂直径为0.109 m。计算域划分为旋转域与静止域,其中,旋转域包

含桨叶、桨毂及涵道内壁局部区域,两域通过共享拓扑进行通量传递。为缩短模拟计算时间,网格采用非结构网格划分策略,生成3套网格分别为210万、520万和780万,以此来验证网格的无关性。图7所示分别是210万网格、520万网格和780万网格。

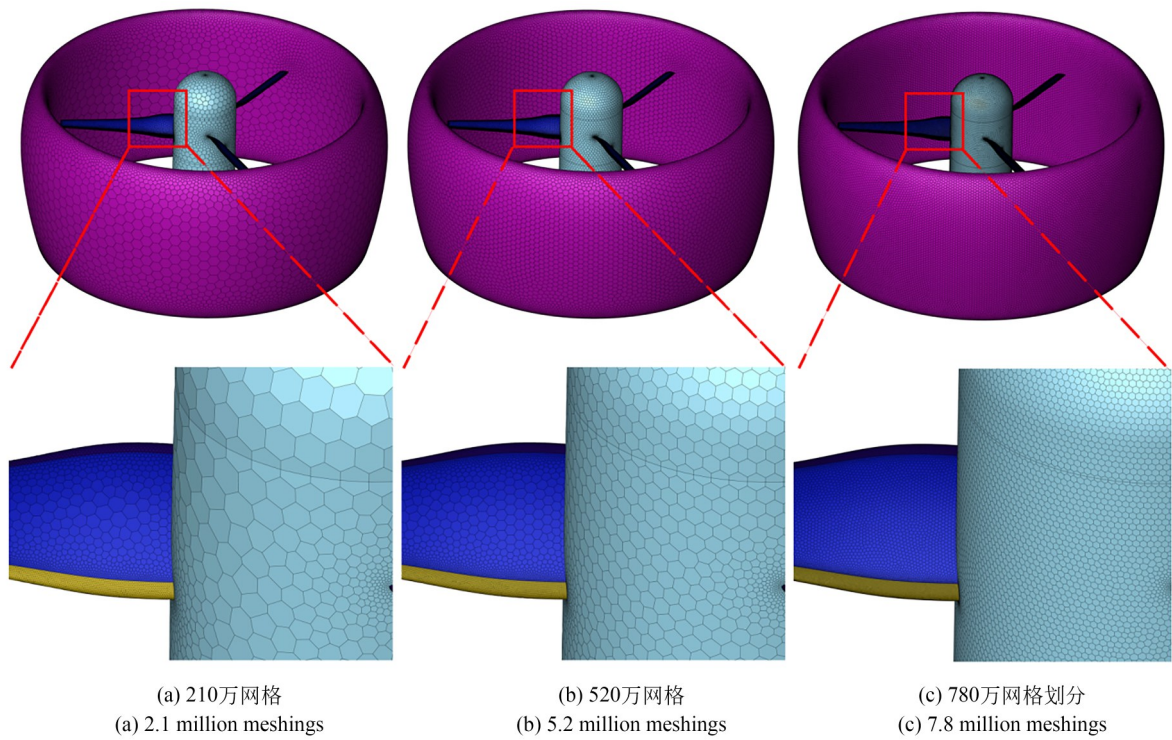


图7 不同数量网格划分
Fig. 7 Meshing division in different quantities

选取工况为悬停状态下,忽略高度对模拟的影响,转速为8 000 r/min,CFD仿真采用基于N-S方程的“多重参考系模型法”,湍流模型采用SA湍流模型。采用上述模型与方法考虑到“旋转区域”与“静止区域”之间的关系,能很好地模拟涵

道螺旋桨在特定工况下的旋转情况并且缩短计算时间,计算结果如表1所示。由表可知,3种不同网格数量下其计算结果差距很小。分析发现,虽然780万网格的计算结果与实验仍存在差异,但从520万到780万网格,各项参数的变化率已

表1 仿真结果与实验结果对比

Tab. 1 Comparison of simulation results with experimental results

方 案	桨叶拉力系数	误差	扭矩系数	误差	涵道拉力占比	误差
NASA 实验结果	0.189	—	0.029 8	—	0.571	—
210万网格计算结果	0.178	5.82%	0.027 9	6.38%	0.558	2.28%
520万网格计算结果	0.180	4.76%	0.028 3	5.03%	0.560	1.93%
780万网格计算结果	0.181	4.23%	0.028 4	4.69%	0.560	1.93%

小于 2%, 表明网格收敛趋势良好。考虑到计算资源与精度的平衡, 在后续划分网格时, 网格数量不低于 520 万。

4 模型建立与仿真计算

4.1 几何参数与翼型选择

对飞行汽车涵道螺旋桨进行设计, 飞行汽车多在近地面飞行, 其悬停状态下所需拉力为 2 040 N, 平均分配各个涵道螺旋桨, 最终得到其所需拉力为 340 N。悬停状态下区设计高度 $H=0$ km, 来流速度为 0 km, 涵道螺旋桨半径为 250 mm, 桨毂半径为 75 mm, 桨叶数量选择为 8。取桨叶相对半径 0.7 处为特征点, 计算局部雷诺数与马赫数, 基于 Xfoil 进行不同攻角下升阻力系数计算, 结果如图 8 所示。由图 8 可知, NACA6409 翼型在工况条件下具有良好的升阻比性能, 给定设计迎角 $\alpha=4^\circ$, 其升力系数 $C_L=1.198$, 阻力系数为 $C_D=0.0097$ 。故最终选择桨叶叶素翼型为 NACA6409^[20]。

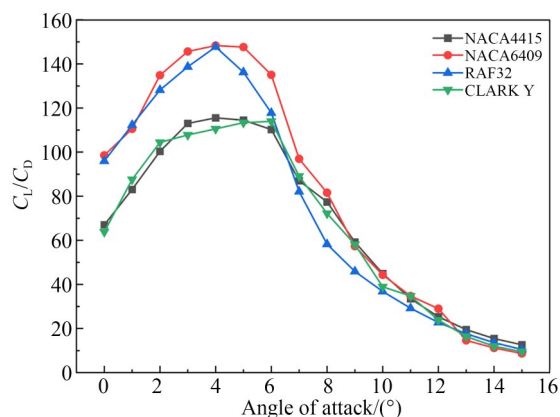


图 8 不同翼型的升阻比

Fig. 8 Lift-to-drag ratios for different airfoil types

涵道是包裹在螺旋桨外部的环形结构, 根据航空工程手册与螺旋桨设计文献^[21], 桨尖间隙通常为螺旋桨直径的 1%~5%, 取螺旋桨直径 1% 作为桨尖间隙长度, 涵道长度取 80% 螺旋桨直径来平衡效率与重量之间关系, 涵道翼型选用对称翼型 NACA0016。

根据设计条件进行迭代计算和修正设计, 得到涵道螺旋桨弦长与扭转角随着 r/R 的变化, 弦长 b 与扭转角 θ 如图 9 所示。其中, r/R 表示桨叶上某

一点的径向位置 r 相对于桨叶半径 R 的比值。

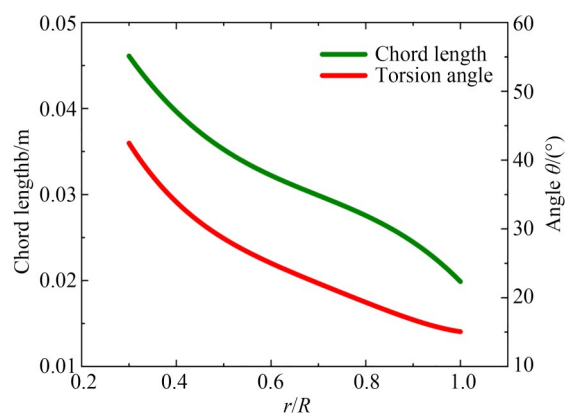
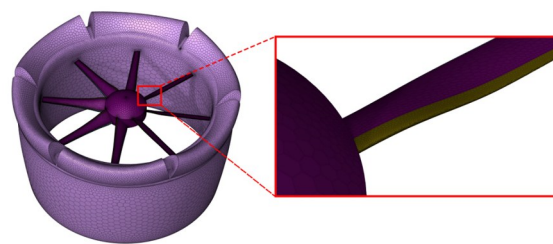


图 9 弦长与扭转角的最终设计结果

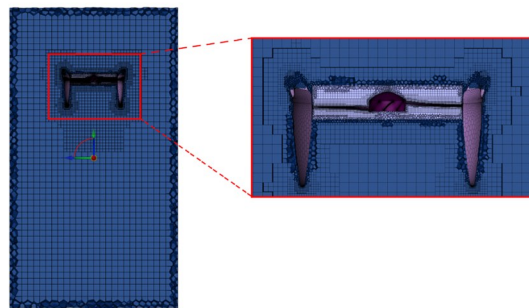
Fig. 9 Final design result of chord length and torsion angle

4.2 仿真模型与设计计算

根据上节设置条件以及弦长与扭转角的结果建立模型, 设计的涵道螺旋桨模型如图 10(a) 所示。进行旋转旋翼的仿真模拟, 入口及出口压力为零, 壁面满足无滑移条件^[22], 计算方法与湍流模型采取上节方法。为了减少计算数量, 缩短计算时间, 对螺旋桨进行分区命名, 保证前缘、后缘位置可被网格精细捕捉到。如图 10(b) 所示,



(a) 桨叶网格
(a) Paddle mesh



(b) 不同流域网格
(b) Different river basin meshes

图 10 网格划分

Fig. 10 Meshing division

设置旋转域与静止域,模拟涵道螺旋桨在静止部分中的相对转动,网格模型采用多面体网格和棱柱层网格,加密螺旋桨附近区域采用 fluent 进行网格划分。将上述初步设计悬停条件代入计算,悬停条件下,入流速度为 0 m/s,旋转域生成网格数量为 370 万,总网格数量为 520 万,计算结果如表 2 所示。

由表可知,涵道螺旋桨经过修正设计后,实际升力与设计升力误差在 10% 以内,此涵道螺旋桨能满足飞行汽车悬停状态升力需求,产生误差的原因主要分为两部分:一是因为 MRF 方法是将瞬态问题转化为稳态问题去解决,减少了计算所耗资源,可能会无法捕捉到真实的流体流动现象;二是因为涵道拉力占比在理论计算中难以直接确定,只能根据大概范围不断优化。

表 2 涵道螺旋桨设计与计算结果

Tab. 2 Design and calculation results of ducted propellers

方案	桨叶 拉力/N	扭矩/ (N·m)	总拉力/N	功率/W
设计	195	13.75	340	11 519.1
MRF	193.9	13.47	336.2	11 284.6

5 气动性能分析

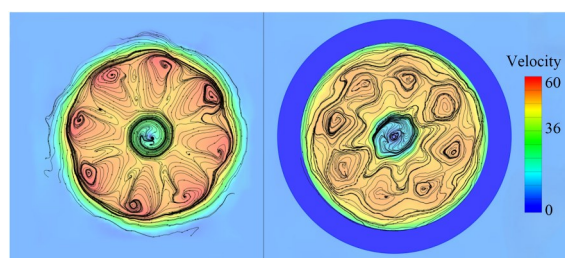
5.1 气动特性

对涵道螺旋桨进行气动分析,对比涵道螺旋桨与孤立螺旋桨悬停状态下的气动性能,假设空气处于理想状态,密度 $\rho=1.225\text{ kg/m}^3$,声速 $a=340\text{ m/s}$ 。

通过仿真计算发现,在相同转速下,孤立螺旋桨的桨叶拉力为 302.6 N,扭矩为 15.05 N·m,涵道螺旋桨桨叶拉力为 193.9 N,总拉力为 336.2 N,扭矩为 13.47 N·m。涵道螺旋桨的桨叶拉力小于孤立螺旋桨的拉力,但涵道的存在会产生附加拉力,使得涵道螺旋桨总拉力大于孤立螺旋桨。此外,涵道螺旋桨的扭矩小于孤立螺旋桨,说明涵道螺旋桨的所耗功率小于孤立螺旋桨,在飞行汽车设计中,选择涵道螺旋桨更能提高飞行效率。

图 11 呈现了涵道对流场的约束作用。由图可知,孤立螺旋桨与涵道螺旋桨流场不同,孤立螺旋桨(图 11(a))呈现出强局部化涡核,且流场

线高度缠绕,符合开放流场的耗散作用。涵道螺旋桨(图 11(b))呈现出扩张型势涡核心,流线径向均匀分布,涵道的存在有效抑制了叶尖涡的生成,从而减小能量耗散,提升升力,为压力特性与速度特性分析提供了依据。



(a) 孤立螺旋桨流场涡线云图 (b) 涵道螺旋桨流场涡线云图

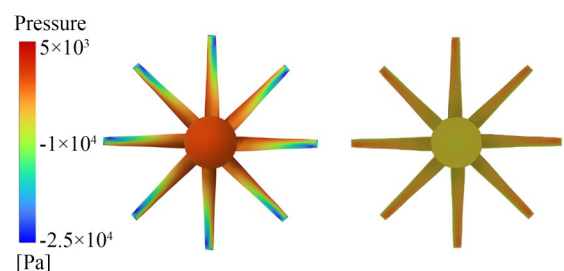
(a) Eddy contour of isolated propeller flow field (b) Eddy contour of ducted propeller flow field

图 11 孤立螺旋桨与涵道螺旋桨的流场涡线云图

Fig. 11 Eddy contour of flow field of isolated propeller and ducted propeller

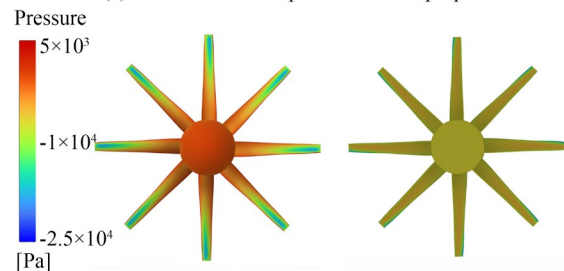
5.2 压力特性

图 12 为涵道螺旋桨与孤立螺旋桨的表面压力分布。分析发现,孤立螺旋桨高压区主要集中在桨叶根部至中部区域,靠近叶尖的高压因叶尖泄漏流而显著减弱。叶尖涡的形成导致压力面高



(a) 孤立螺旋桨压力云图

(a) Pressure cloud map of an isolated propeller



(b) 涵道螺旋桨压力云图

(b) Pressure cloud map of a ducted propeller

图 12 孤立螺旋桨与涵道螺旋桨的压力分布云图

Fig. 12 Cloud map of pressure distribution of isolated and ducted propellers

压无法有效维持,能量通过涡流耗散。而涵道螺旋桨高压区从根部延伸至叶尖区域,分布更均匀。涵道壁通过限制叶尖泄漏流,减少涡流生成,使得高压区覆盖面积扩大。这种分布使得涵道螺旋桨能维持更稳定的压差分布,在同等功率下产生更多升力^[23]。对比涵道螺旋桨与孤立螺旋桨上下表面压力差可发现,孤立螺旋桨下表面高压区域大于涵道螺旋桨,涵道螺旋桨上表面低压区域大于孤立螺旋桨,因此普通螺旋桨能产生更大的升力,但涵道可提供附加升力,抑制螺旋桨叶尖涡,使得涵道螺旋桨升力大于孤立螺旋桨。

5.3 速度特性

图 13 是涵道螺旋桨与孤立螺旋桨在同一时

刻下 xy 截面下的速度云图,通过对比涵道螺旋桨与普通螺旋桨的气流分布,可以发现两者的性能差异主要源于叶尖区域的流动控制效果。孤立螺旋桨旋转时,叶尖处会形成强烈的空气旋涡,导致气流速度从叶根到叶尖剧烈变化。这些旋涡不仅消耗能量,还会在下游形成低速尾流区,使整体推进效率下降。而带有环形外壳的涵道螺旋桨,则像给螺旋桨套上了一个“导流罩”:外壳内壁能压制叶尖旋涡,使气流更平缓地加速,同时外壳后段的扩张结构能让气流减速增压,减少能量损失。从图中还可以看出,涵道螺旋桨与孤立螺旋桨在相同条件下,涵道螺旋桨后的滑流速度小于孤立螺旋桨。

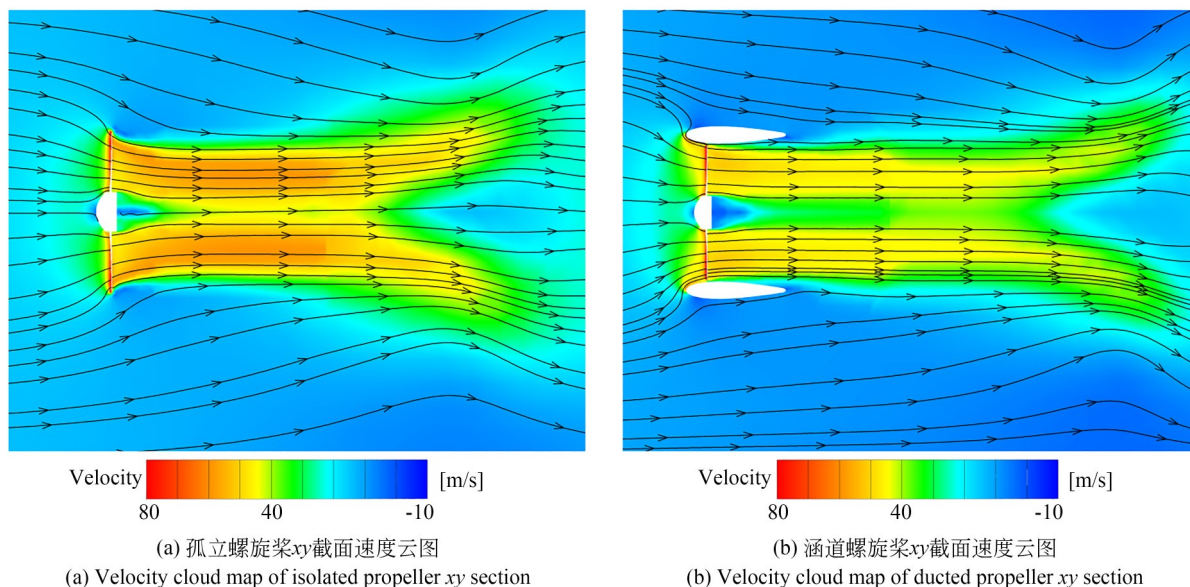


图 13 孤立螺旋桨与涵道螺旋桨的截面速度流线云图

Fig. 13 Velocity streamline diagram of isolated and ducted propellers

6 螺旋桨优化设计

涵道螺旋桨的唇口形状对涵道系统的气动特性有着重要影响。涵道唇口剖面形状相当于翼型前缘,悬停时由于气流在风扇吸力作用下在唇口形成绕流产生一定的升力,而且该升力矢量向螺旋桨中心倾斜,其垂直分量成为附加的涵道升力,水平分量由于对称分布而相互抵消^[24],因此对涵道唇口的研究至关重要。李晓华等研究了不同涵道唇口外形和扩张角的涵道螺旋桨性

能^[25],姬乐强等研究了不同涵道唇口半径、涵道螺旋桨相关位置等参数下的涵道螺旋桨气动性能^[26]。本文针对飞行汽车悬停起飞状态的需求,提出一种可变涵道螺旋桨,其核心创新在于涵道唇口扩张角的可变性。该结构由形如喇叭口的可变涵道螺旋桨组成,因此可变唇口也可称为可变喇叭口。这个喇叭口是一个调节器,能够根据飞行状态的不同而改变。在悬停状态时,喇叭口会张开,能让更多的空气进入涵道,涵道风扇能获得更大的进气量,从而产生更强的推力。在前

飞等其他工况时,喇叭口收缩,从而获得更好的气动性能,减小飞行汽车阻力。图 14 所示是涵道唇口偏转 28°后的桨叶网格划分与不同流域网格划分示意图。

为探究涵道唇口变形偏转的角度,分别取

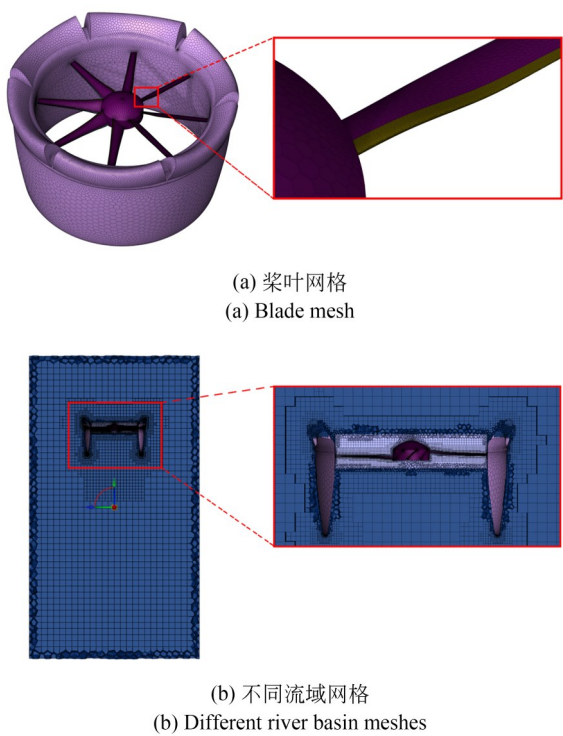


图 14 可变涵道螺旋桨网格划分
Fig. 14 Meshing division of variable ducted propeller

偏转角度从 4°至 32°(步长 4°)共 8 组工况,其他参数保持不变,分析升力与流场特性的变化。图 15 为不同角度下涵道螺旋桨 xy 截面下的速度云图。由图可知,随着角度的逐渐增大,涵道螺旋桨的气流速度逐渐增大,在 20°左右达到最大,后又逐渐减小,呈现先增大后减小的趋势。

各偏转角度下的升力变化如表 3 所示,绘制出唇口偏转角度与涵道螺旋桨升力关系折线图如图 16 所示,其中,横坐标表示角度变化,纵坐标表示升力变化。随着涵道唇口偏转角度增大,螺旋桨桨叶升力逐渐增大,涵道升力先变大然后出现减小趋势,总升力也出现先增大后减小的趋势。唇口偏转角度在 20°左右总升力趋于最大值,在低角度区间($\theta < 20^\circ$),喇叭口适度张开时,涵道唇口会引导气流平缓加速至螺旋桨盘面,减少入口湍流分离,提升桨叶拉力效率。而在高角度区间($\theta > 20^\circ$),过大的唇口偏转角导致涵道内壁气流分离,形成局部低压区,螺旋桨升力降低,涵道对叶尖泄漏流的约束能力减弱,导致涵道升力也逐渐降低,涵道与螺旋桨的耦合作用使得总升力下降。图 17 是唇口偏转 20°时的流线图,其气流很好地通过唇口的引导通过涵道螺旋桨。

如表 3 所示,随着喇叭口打开,总拉力呈现先增大后降低趋势,涵道唇口偏转 20°的可变涵道

表 3 孤立螺旋桨与不同唇口偏转角度涵道螺旋桨计算结果					
Tab. 3 Calculation results of isolated propeller and ducted propeller at different lip angle deflections					
工 况	桨叶拉力/N	总拉力/N	总拉力提升百分比	扭矩/(N·m)	扭矩变化/%
孤立螺旋桨	302.6	302.6		15.05	
唇口偏转 0°	193.9	336.2	11.10%	13.47	10.50
唇口偏转 4°	195.2	343.3	13.45%	13.32	11.49
唇口偏转 8°	198.7	347.7	14.90%	13.17	12.49
唇口偏转 12°	201.2	348.0	15.00%	13.16	12.56
唇口偏转 16°	202.6	348.5	15.17%	13.10	12.96
唇口偏转 20°	205.2	349.6	15.53%	13.05	13.30
唇口偏转 24°	210.3	343.2	13.42%	13.55	9.97
唇口偏转 28°	211.6	339.5	12.19%	13.67	9.17
唇口偏转 32°	212.5	335.1	10.74%	13.77	8.50

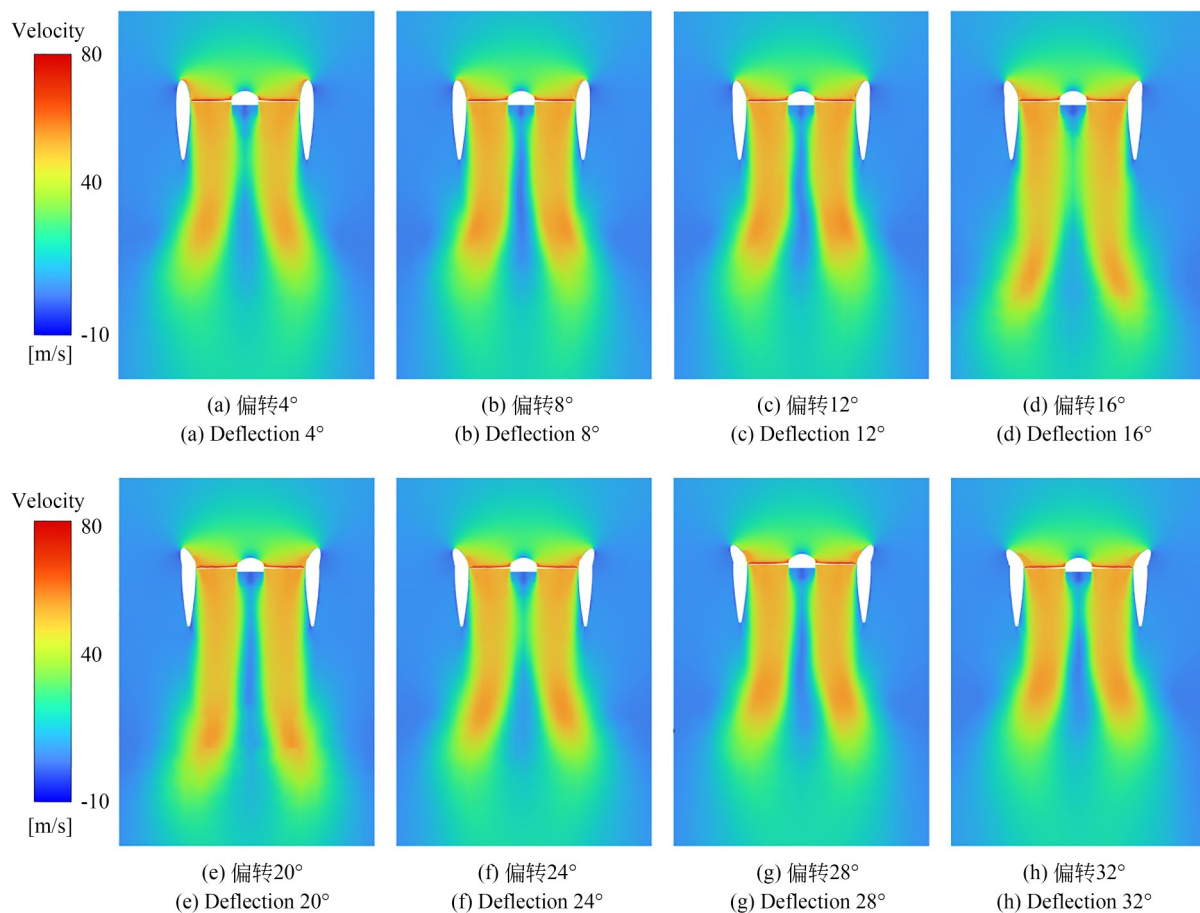


图 15 不同涵道唇口偏转角度下螺旋桨截面的速度云图

Fig. 15 Velocity cloud map of propeller cross-section with different ducted lip deflection angles

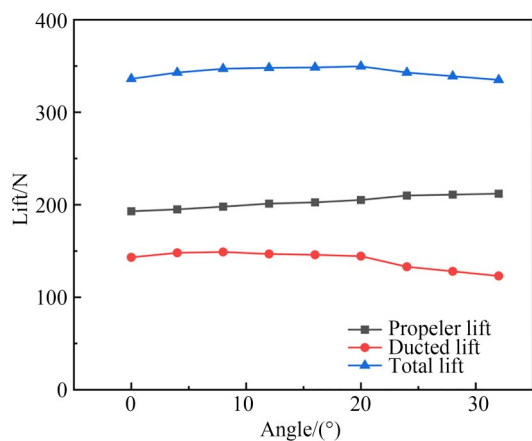


图 16 唇口偏转角度与涵道螺旋桨升力的关系

Fig. 16 Relationship between lip deflection angle and ducted propeller lift

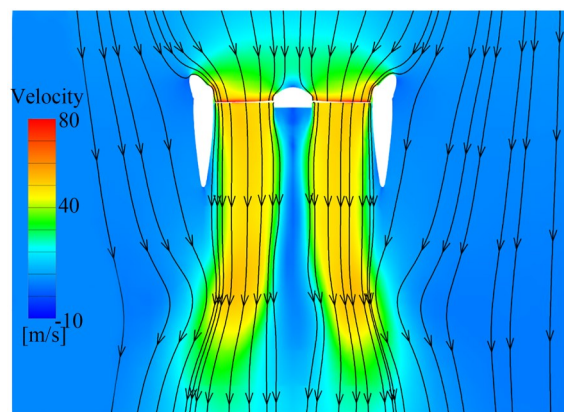


图 17 可变涵道唇口流线图

Fig. 17 Streamline diagram of variable ducted lip

7 结 论

螺旋桨相比于孤立螺旋桨拉力提高 15.53%，扭矩降低 13.30%，说明涵道螺旋桨喇叭口适度打开会提高拉力。

本文基于叶素动量理论与涵道涡流理论，提出了一种适用于飞行汽车悬停工况的涵道螺旋桨设计方法，并通过 CFD 仿真进行了验证与优

化。研究表明,所设计的涵道螺旋桨在抑制叶尖涡和涵道附加升力的共同作用下,总拉力相比孤立螺旋桨提升了11.1%,同时功率消耗降低了10.5%,展现出显著的气动性能优势。进一步提出了可变涵道唇口设计,通过动态调节扩张角,实现了悬停状态下进气量的优化,在唇口偏转 20° 时总拉力进一步提升至15.53%。流场分析揭示适度扩张的唇口有助于增强气流引导与压力分布,而过大的偏转角则会导致内壁气流分离,性能下降。

本研究验证了“理论建模+CFD修正”方法在涵道螺旋桨设计中的可行性,为飞行汽车推进系统的高效气动设计提供了理论依据与技术路径。然而,当前研究仍存在一定局限性,如采用

稳态MRF方法未能完全捕捉瞬态流动细节,涵道与桨叶的气动耦合机制也需进一步深入探索。未来可结合实验验证与多目标优化方法,拓展至前飞-悬停复合工况下的性能研究,以提升工程适用性。

作者贡献声明:

张增奎:设计方法提出,仿真实验设计,论文的构思与撰写;

李京阳:论文审核,提供资源及指导;

印明威:论文审核与写作指导;

郝文乾、王哲:论文审核与修改;

谢家苗:论文审核;

高舒煜:论文构思以及数据分析。

参考文献:

- [1] TAYYAB M, XIA Y Q, YASIR A L, *et al.* Flight control technology and classification of ducted fan aircraft [J]. *Control Theorg and Applicaton*, 2022, 39(2): 201-221. (in Chinese)
- [2] 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.
- [3] PAUL F Y. *Aerodynamics of a Tilting Ducted Fan Configuration*: NASA TN D-785 1961 [R]. Washington, US: NASA, 1961.
- [4] GRUNWALD K J, GOODSON K W. *Aerodynamic Loads on an Isolated Shrouded-Propeller Configuration for Angles of Attack Form -10° to 10°* : NASA TN D-995 1962 [R]. Washington, US: NASA, 1962.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] CONEY W B. *A Method for the Design of a Class of Optimum Marine Propulsors* [D]. US: University of Cambridge, 1989.
- [8] 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.
- [9] XU H Y, YE ZH Y. Numerical simulation and comparison of aerodynamic characteristics between ducted and isolated propellers [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(12): 2820-2825. (in Chinese)
- [10] 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.
- [11] GAO Y W, HUANG C J, WEI CH. A simple approach to the design of ducted propeller [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2013, 4(3): 352-357. (in Chinese)
- [12] 苏运德,叶正寅,许和勇. 桨尖间隙和双桨间距对涵道螺旋桨气动性能的影响[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(6): 1468-1475.
- [13] SU Y D, YE ZH Y, XU H Y. Influence of tip clearance and propeller separation space on aerodynamic performance of ducted propeller [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(6): 1468-1475. (in Chinese)
- [14] 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.
- [15] GUO J H, ZHOU ZH, LI X. An efficient design method for blade of ducted propeller [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(7): 125253. (in Chinese)
- [16] 李自启,江翔,万俊明,等. 一种基于悬停和前飞的涵道螺旋桨设计方法[J]. *教练机*, 2024(4): 55-60.

- LI Z Q, JIANG X, WAN J M, *et al.* A design method of ducted propellers based on hovering and forward flight[J]. *Trainer*, 2024(4): 55-60. (in Chinese)
- [13] 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): 101-114.
- CHEN W F, YU ZH M, ZHONG B W, *et al.* Comprehensive design method for tilting ducted propeller[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2024, 39(12): 101-114. (in Chinese)
- [14] 李晓华, 郭正, 陈清阳. 涵道螺旋桨气动特性数值模拟[J]. *国防科技大学学报*, 2015, 37(4): 31-35.
- LI X H, GUO ZH, CHEN Q Y. Numerical simulation of ducted rotor's aerodynamic characteristics [J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2015, 37(4): 31-35. (in Chinese)
- [15] 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 K, BAI J Q, QIU Y S, *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)
- [16] 高舒煜, 李京阳, 王哲, 等. 涵道式飞行汽车设计与气动特性研究[J]. *光学精密工程*, 2025, 33(7): 1100-1113.
- GAO SH Y, LI J Y, WANG ZH, *et al.* Design and aerodynamic characteristics research of ducted flying car[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2025, 33(7): 1100-1113. (in Chinese)
- [17] 孔繁杰, 冯振宇. 涵道螺旋桨多工况设计[J]. *科学技术与工程*, 2024, 24(15): 6510-6517.
- KONG F J, FENG ZH Y. Design of ducted propeller under multi-working conditions [J]. *Science Technology and Engineering*, 2024, 24(15): 6510-6517. (in Chinese)
- [18] 李旭东, 钟伟, 王震, 等. 涵道螺旋桨桨盘推力占总推力比值规律研究[J]. *航空学报*, 2025, 46(4): 135-154.
- LI X D, ZHONG W, WANG ZH, *et al.* Ratio of propeller thrust to total thrust of ducted propellers [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2025, 46(4): 135-154. (in Chinese)
- [19] 刘沛清, 郭知飞. 飞行器的升力、阻力及升力与环量定理的起源[J]. *力学与实践*, 2019, 41(6): 739-744.
- LIU P Q, GUO ZH F. Derivation of lift, drag and the kutta - joukowski theorem for aircrafts[J]. *Mechanics in Engineering*, 2019, 41(6): 739-744. (in Chinese)
- [20] 白井艳, 杨科, 李宏利, 等. 水平轴风力机专用翼型族设计[J]. *工程热物理学报*, 2010, 31(4): 589-592.
- BAI J Y, YANG K, LI H L, *et al.* Design of the horizontal axis wind turbine airfoil family [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2010, 31(4): 589-592. (in Chinese)
- [21] 朱一凡, 王涛, 黄美根. NASA 系统工程手册[M]. 北京: 电子工业出版社, 2021.
- ZHU Y F, WANG T, HUANG M G. *NASA System Engineering Manual* [M]. Beijing: Electronics Industry Publishing House, 2021.
- [22] 周凌宇, 吕琼莹, 杨柳. 共轴双旋翼涵道风扇的气动特性研究[J]. *长春理工大学学报(自然科学版)*, 2016, 39(4): 83-86.
- ZHOU L Y, LV Q Y, YANG L. Aerodynamic characteristics of coaxial propellers ducted fan [J]. *Journal of Changchun University of Science and Technology (Natural Science Edition)*, 2016, 39(4): 83-86. (in Chinese)
- [23] 李高华, 王福新. 高雷诺数双螺旋涡尾迹演化特性分析[J]. *物理学报*, 2018, 67(5): 178-193.
- LI G H, WANG F X. Evolution characteristic analysis of double-helical vortex wake of high Reynolds number flow [J]. *Acta Physica Sinica*, 2018, 67(5): 178-193. (in Chinese)
- [24] 李建波, 高正, 唐正飞, 等. 涵道风扇升力系统的升阻特性试验研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 2004, 36(2): 164-168.
- LI J B, GAO ZH, TANG ZH F, *et al.* Experimental investigation on lift and drag of ducted fan system [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2004, 36(2): 164-168. (in Chinese)
- [25] 李晓华, 郭正, 柳兆伟, 等. 涵道风扇外形参数对气动特性的影响[J]. *国防科技大学学报*, 2016, 38(4): 28-33.
- LI X H, GUO ZH, LIU ZH W, *et al.* Influence of ducted fan profile parameters on aerodynamic

characteristics[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2016, 38(4): 28-33. (in Chinese)

- [26] 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 L Q, Li J B, Fang Y. The aerodynamic characteristics and parameter optimization design of ducted fan[J]. *Science Technology and Engineering*, 2019, 19(9): 245-251. (in Chinese)

作者简介:



张增奎(2000—),男,山西临汾人,硕士研究生,主要从事飞行器设计以及涵道螺旋桨方面的研究。E-mail: 18536742596@163.com

通讯作者:



李京阳(1987—),男,山西吕梁人,博士,教授,博士生导师,2010年于南京航空航天大学获得学士学位,2015年于清华大学获得博士学位,主要从事飞行器总体设计、无人机系统与控制、飞行器动力学与控制、仿生扑翼飞行器等方面的研究。E-mail: 18911638156@163.com