

共轴双桨涵道无人飞行器非定常气动特性

蔡红明¹, 马国梁², 李忠新¹, 昂海松³
(1. 南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094;
2. 南京理工大学 能源与动力工程学院, 南京 210094;
3. 南京航空航天大学 航空学院, 南京 210016)

摘 要: 基于滑移网格技术和 SST (shear stress transport) $k-\omega$ 湍流模型, 建立了模拟共轴双桨涵道无人飞行器(UAV)流场的 CFD(计算流体动力学)数值方法, 并通过计算风洞实验算例验证其有效性。数值模拟了共轴双桨涵道 UAV 在飞行过程中的动态流场, 分析了涵道、飞行速度、螺旋桨转速、攻角等因素对其非定常气动特性的影响规律。计算结果表明: 所建立的 CFD 数值计算方法适于模拟共轴双桨涵道 UAV 动态流场; 涵道的存在显著削弱涵道螺旋桨的桨尖涡、后缘脱体涡和尾流收缩, 具有较弱的桨-涡干扰和涡-涡干扰现象, 明显减小共轴双桨涵道 UAV 的需用功率; 随前飞速度增大, 共轴双桨涵道 UAV 的升力和阻力同时增大; 随螺旋桨转速增大, 共轴双桨涵道 UAV 升力增大, 而阻力减小; 随攻角增大, 共轴双桨涵道 UAV 的阻力增大, 而升力先增大后减小。

关 键 词: 涵道; 共轴; 非定常; 气动特性; 滑移网格

中图分类号: V211.7 **文献标志码:** A

Unsteady aerodynamic characteristics of ducted coaxial propeller unmanned aerial vehicle

CAI Hongming¹, MA Guoliang², LI Zhongxin¹, ANG Haisong³
(1. School of Mechanical Engineering,
Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;
2. School of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;
3. College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on the sliding grid technique and the SST (shear stress transport) $k-\omega$ turbulence model, a CFD (computational fluid dynamics) numerical method for the flow field of ducted coaxial propeller UAV (unmanned aerial vehicle) was established, and its effectiveness was verified by wind tunnel experiment results. The dynamic flow field of the ducted coaxial propeller UAV was numerically simulated. The influences of the factors such as duct, flight velocity, propeller speed and angle of attack on the unsteady aerodynamic characteristics of the ducted coaxial propeller UAV were analyzed. The calculation results show that the established CFD numerical method is suitable for simulating the dynamic flow

收稿日期: 2018-12-18
基金项目: 江苏省自然科学基金青年基金(BK20160817); 中央高校基本科研业务费专项资金(30917011302, 30915118807)
作者简介: 蔡红明(1983—), 男, 副研究员, 博士, 主要从事计算流体学研究。
引用格式: 蔡红明, 马国梁, 李忠新, 等. 共轴双桨涵道无人飞行器非定常气动特性[J]. 航空动力学报, 2019, 34(8): 1699-1707. CAI Hongming, MA Guoliang, LI Zhongxin, et al. Unsteady aerodynamic characteristics of ducted coaxial propeller unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(8): 1699-1707.

field of ducted coaxial propeller UAV. The existence of duct significantly weakens the tip vortex, trailing edge vortex, propeller wake contraction, blade-vortex interaction and vortex-vortex interaction, and reduces the required power of the ducted coaxial propeller UAV. The lift and drag of the ducted coaxial propeller UAV increase as the forward velocity increases. The lift of the ducted coaxial propeller UAV increases and the drag decreases as the propeller speed increases. The drag of the ducted coaxial propeller UAV increases and the lift increases first and then decreases as the angle of attack increases.

Key words: duct; coaxial; unsteady; aerodynamic characteristics; sliding grid

相比自由螺旋桨,涵道螺旋桨具有高安全性、紧凑结构、高气动效率等优异特性。由于其诸多优势,涵道无人飞行器(UAV)已经成为一个国际性的研究热点^[1-4],它可用于侦察监视、电子对抗、气象观测、灾害救援等场合,具有广阔的应用前景,例如美军采用涵道 UAV 作为未来战斗系统中装备班排级的建制 UAV。然而在飞行过程中,涵道 UAV 处于螺旋桨吸流和来流的复杂流场中,气动环境十分复杂^[5]。

涵道 UAV 气动特性研究是涵道 UAV 设计过程中的重要一环,研究涵道 UAV 非定常气动特性的方法主要有工程估算、风洞实验和 CFD 等方法。工程估算方法^[6-7]容易理解,但需要凭借多年的经验积累,且精度不高,只适用于涵道 UAV 研究的初始阶段。风洞实验方法^[8-10]测得的结果可信度高,但是需耗费大量的人力物力,且存在来流紊流度、边界效应、支架干扰等因素对实验结果的影响。CFD 方法同时具有实践性和理论性的优点,主要包括基于动量源^[11-13]、欧拉方程^[14]和 N-S 方程^[15-16]的数值计算方法。动量源方法容易实现且计算量小,但无法解析桨叶表面边界层的细致流动,难以取得准确的计算结果。欧拉方程不能准确描述涡的形成和发展,计算精度相对较低。N-S 方程虽然计算量较大,但可以细致捕捉桨-涡干扰等现象,适于模拟包含复杂流动机理的涵道 UAV 流场。

自 20 世纪 50 年代以来,国内外学者对单桨涵道 UAV 和自由共轴旋翼的气动特性开展了许多细致深入的研究工作,而对于共轴双桨涵道 UAV 动态气动特性的研究工作则少见报道。共轴双桨涵道的气动特性具有显著的非线性、非定常特性,其涡流场干扰机理和气动特性尚不明确,有必要开展深入研究。

本文建立了一种基于滑移网格技术^[17-18]和 SST(shear stress transfer) $k-\omega$ 湍流模型^[19]的 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)数值模拟方法。通过对比风洞实验结果,验证了该数

值方法模拟涵道 UAV 流场的有效性。研究了共轴双桨涵道 UAV 在轴向和前飞运动时的动态流场,分析了涵道、飞行速度、螺旋桨转速和攻角等因素对其动态气动特性的影响规律,为共轴双桨涵道 UAV 设计提供参考。

1 数值模拟方法

1.1 控制方程

相比不守恒控制方程,守恒控制方程可以更好地保证流场物理参数的守恒。涵道 UAV 流动具有显著的非定常特性,本文采用如下基于任意拉格朗日-欧拉格式的守恒型 RANS 方程作为控制方程

$$\int_{\Omega(t)} \frac{\partial \mathbf{W}}{\partial t} dV + \oint_{\partial\Omega(t)} [\mathbf{F}(\mathbf{W}) - (\dot{\mathbf{x}} \cdot \mathbf{n})\mathbf{W}] dS = \oint_{\partial\Omega(t)} \mathbf{F}_v dS \tag{1}$$

式中 $\mathbf{W}=[\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad \rho e]^T$ 为守恒向量, ρ 为密度, u, v, w 为速度, e 为内能; $\mathbf{F}(\mathbf{W})$ 和 $\mathbf{F}_v$ 分别为对流通量和黏性通量; $\Omega(t)$ 和 $\partial\Omega(t)$ 分别表示控制体和控制面; $\dot{\mathbf{x}}$ 和 $\mathbf{n}$ 分别为控制面的速度和法向矢量。

1.2 湍流模型

湍流模型可用来封闭流体流动控制方程,对非定常复杂流动的模拟精度至关重要。本文采用 Menter 提出的 SST $k-\omega$ 湍流模型,它结合了适用于模拟近壁面流动和自由流的 $k-\omega$ 和 $k-\epsilon$ 湍流模型,其输运方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) + M_i \tag{2}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + M_k \tag{3}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \omega u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + M_\omega \tag{4}$$

式中 u_i 和 u_j 分别为 i 方向和 j 方向的速度; x_i 和 x_j 分别对应 i 方向和 j 方向的位移; k 和 ω 分别为湍流动能和湍流耗散率; p 为压强; Γ 为有效扩散系数; G 为产生项; Y 为耗散项; D 为交叉扩散项; M 为自定义源项。

1.3 离散迭代方法

为了减小计算量,本文采用有限体积法对流动控制方程和湍流模型分别求解。采用 SIM-
PLEC(semi-implicit method for pressure linked
equations consistent)算法求解压力-速度耦合方程,并采用二阶迎风格式在时间和空间离散流动控制方程。分别采用三阶 MUSCL(monotonic
upwind scheme for conservation laws)格式和二阶隐式格式在空间和时间上离散湍流方程。采用具有良好收敛和效率性能的 LUSGS(lower upper symmetric Gauss-Seidual)隐式算法迭代求解离散方程。在求解过程中,采用当地时间步长、并行技术、隐式残差光顺技术等加速数值计算收敛。

2 方法验证

美国 NASA 兰利研究中心于 20 世纪 60 年代为研究涵道螺旋桨系统开展了一系列风洞实验^[20],获得了丰富的风洞实验数据。为了验证本文建立的数值方法模拟涵道 UAV 流场的有效性,对文献^[20]中的风洞实验算例进行计算,并与实验数据进行比较分析。

本文采用涵道螺旋桨风洞实验外形,涵道内径为 390 mm,外径为 465 mm,高度为 262 mm。螺旋桨共有三片桨叶,桨叶剖面为 NACA6412 翼型,桨根到桨尖具有 22°非线性扭转和 0.67 的梢根比,螺旋桨直径为 381 mm,桨毂直径为 109 mm。图 1 给出了涵道螺旋桨模型的外形和表面网格。

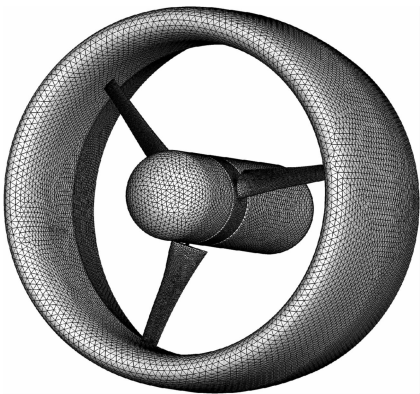


图 1 涵道螺旋桨表面网格

Fig. 1 Surface meshes of ducted propeller

为了模拟螺旋桨和其他部件的相对旋转,本文将整个流场区域划分为内部运动区域和外部静止区域。采用棱柱网格构成桨叶、桨毂和涵道壁面边界层,流场其他区域由非结构网格填充,取壁面 $y^+ = 1$,螺旋桨和涵道边界层层数均为 15,边界层网格沿壁面法向增长率为 1.15。内部运动区域网格数量为 260 万,整个流场区域网格数量为 530 万。图 2 为涵道螺旋桨模型的空间网格截面图。

图 3 为前进比为 0.595 时,涵道螺旋桨系统

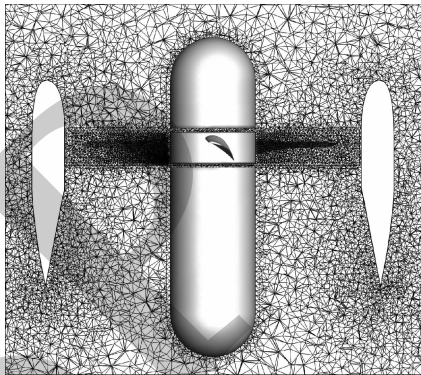
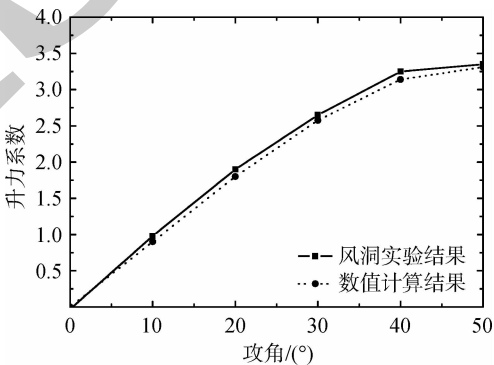
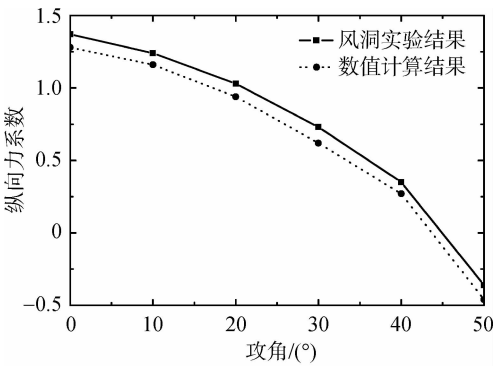


图 2 涵道螺旋桨空间网格截面图

Fig. 2 Spatial slice meshes of ducted propeller



(a) 升力系数



(b) 纵向力系数

图 3 涵道螺旋桨系统气动系数计算结果与实验值对比

Fig. 3 Comparison of aerodynamic coefficient of ducted propeller between calculated results and experimental data

在不同的攻角下的气动系数计算值与风洞实验数据的对比。可以看出,由于涵道本体和螺旋桨共同产生的升力分量作用,涵道螺旋桨系统在大攻角下未发生失速现象。随着攻角增大,涵道浸润面积增大,且螺旋桨纵向力分量减小,从而涵道螺旋桨系统纵向力系数减小。涵道螺旋桨系统的升力系数和纵向力系数随攻角的变化趋势与文献[20]一致,且数值计算值和实验值吻合较好,本文建立的数值方法适于模拟涵道 UAV 动态流场。

3 共轴双桨涵道 UAV 非定常气动特性

3.1 共轴双桨涵道 UAV

本文利用开源程序 OpenProp 设计了共轴涵道螺旋桨,并在此基础上设计了共轴双桨涵道 UAV,该飞行器由共轴螺旋桨、涵道、舵面、导流片、电动机、电池等部件组成。为了减少计算量,本文简化了共轴双桨涵道 UAV 模型,如图 4 所示。表 1 为共轴双桨涵道 UAV 主要参数值。

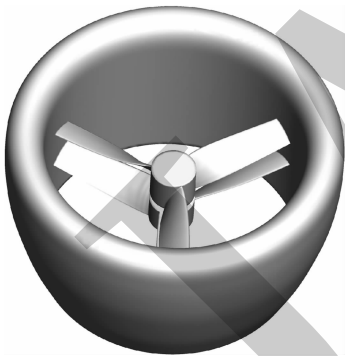


图 4 共轴双桨涵道 UAV 简化模型

Fig. 4 Simplified model of ducted coaxial propeller UAV

表 1 共轴双桨涵道 UAV 主要参数值

Table 1 Main parameters of ducted coaxial propeller UAV

参数	数值
涵道弦长/m	0.24
涵道外径/m	0.4
螺旋桨直径/m	0.3
桨尖间隙/m	0.01
飞行器质量/kg	1.2

3.2 网格划分

图 5 为共轴双桨涵道 UAV 计算网格截面图,采用非结构网格划分共轴双桨涵道 UAV 流

场区域,采用棱柱网格构成边界层。整个流场区域划分为上螺旋桨运动区域、下螺旋桨运动区域和静止区域。螺旋桨和涵道壁面 $y^+ = 1$,涵道和螺旋桨边界层层数均为 15,边界层网格沿壁面法向增长率为 1.15。上螺旋桨运动区域网格数量为 270 万,下螺旋桨运动区域网格数量为 290 万,整个流场区域网格数量为 840 万。

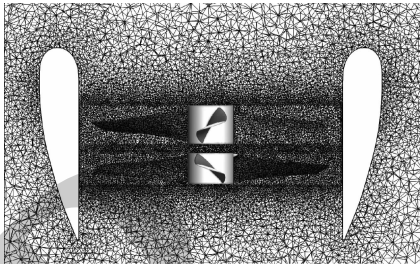


图 5 共轴双桨涵道 UAV 计算网格

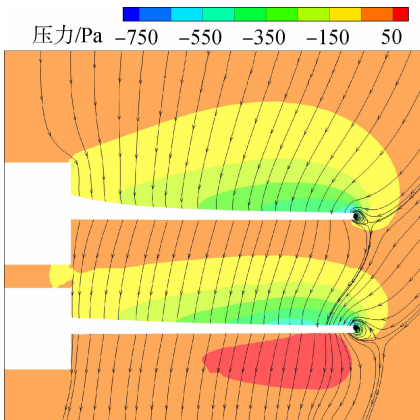
Fig. 5 Computational meshes of ducted coaxial propeller UAV

3.3 计算结果与分析

3.3.1 轴向运动

图 6 为螺旋桨转速为 3 000 r/min,轴向运动速度为 ± 3 m/s 时(上升时速度为正),自由共轴螺旋桨与共轴双桨涵道 UAV 的流线和压力云图。由于自由共轴螺旋桨尾流收缩效应,下桨相对上桨产生更大的桨尖涡,这种现象随上升速度增大而减弱。相对于自由共轴螺旋桨,涵道的存在抑制了尾流收缩,显著削弱了桨尖涡,明显减小能量损失。从压力云图可以看出,在不同的轴向速度下,自由共轴螺旋桨的上桨和下桨产生的拉力分别大于共轴双桨涵道 UAV 上桨和下桨产生的拉力。

图 7 为螺旋桨转速为 3 000 r/min,轴向运动速度为 ± 3 m/s 时,自由共轴螺旋桨与共轴双桨



(a) 自由共轴螺旋桨,轴向速度为 3 m/s

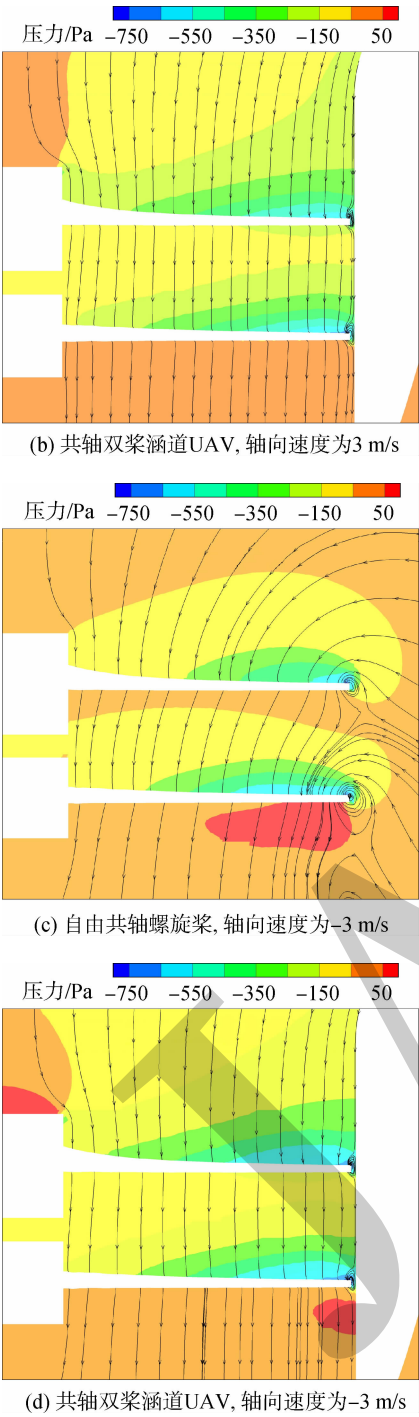


图 6 自由共轴螺旋桨和共轴双桨涵道 UAV 轴向运动流线和压力云图

Fig. 6 Streamlines and pressure contour of isolated coaxial propellers and ducted coaxial propeller UAV in axial flight

涵道 UAV 的涡量云图。由图可见,自由共轴螺旋桨的上桨桨尖涡下行至下桨被切割,部分上桨桨尖涡与下桨后缘脱体涡融为一体,其余部分继续下行,与下桨桨尖涡缠绕合为一体。随着下降速度增大,自由共轴螺旋桨的桨-涡干扰和涡-涡干扰现象更显著。涵道的存在使得涵道螺旋桨的

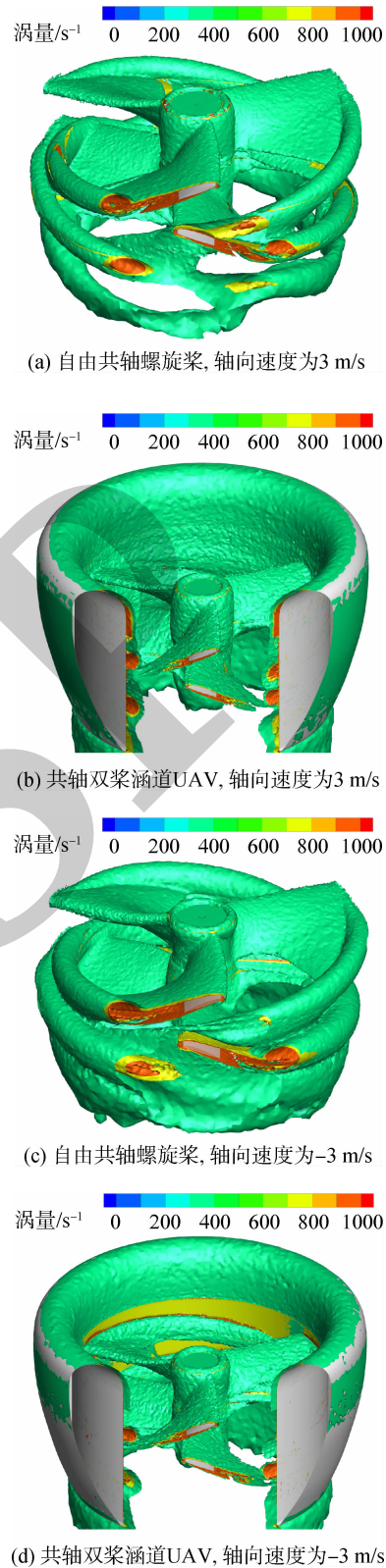
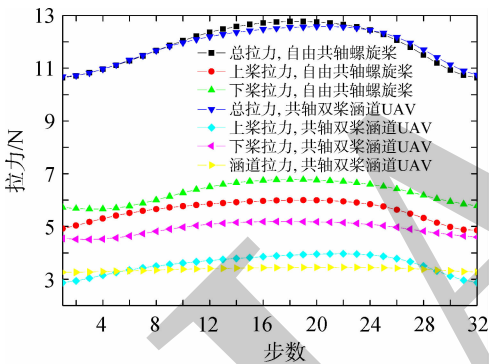


图 7 自由共轴螺旋桨和共轴双桨涵道 UAV 轴向运动涡量云图

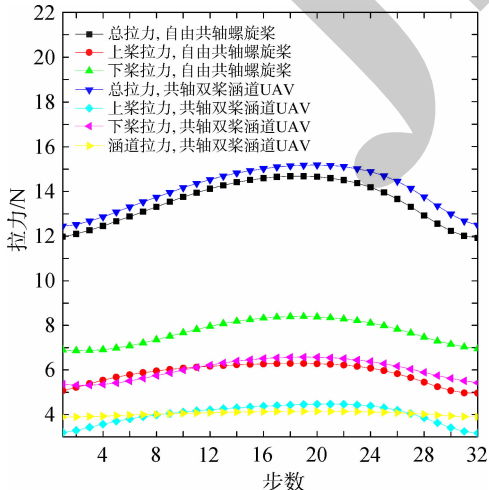
Fig. 7 Vorticity contour of isolated coaxial propellers and ducted coaxial propeller UAV in axial flight

桨尖涡和后缘脱体涡均明显弱于自由共轴螺旋桨,且具有较弱的桨-涡干扰和涡-涡干扰现象。

图 8 为螺旋桨转速为 3 000 r/min,轴向运动速度为±3 m/s 时,自由共轴螺旋桨与共轴双桨涵道 UAV 各部件在一个计算周期内的拉力。上桨和下桨每旋转 60°相交一次,也就是轴向运动时的一个计算周期,本文将每个计算周期划分为 32 步,周期末上桨和下桨重合。由图 8(a)可见,自由共轴螺旋桨的上桨和下桨产生的拉力分别明显大于共轴双桨涵道 UAV 的上桨和下桨,且下桨拉力大于上桨拉力。由于涵道产生的拉力,自由共轴螺旋桨和共轴双桨涵道 UAV 产生的总拉力基本相等。由图 8(b)可见,向下运动时,自由共轴螺旋桨的下桨和共轴双桨涵道 UAV 的上下桨产生的拉力明显增大,而自由共轴螺旋桨的上桨拉力基本不变。在一个计算周期内,共轴双桨涵道 UAV 拉力基本保持不变,其他部件拉力均呈现先增大后减小的趋势,总拉力的最大值和最小值分别在第 20 步和第 1 步附近。



(a) 轴向速度为3 m/s



(b) 轴向速度为-3 m/s

图 8 自由共轴螺旋桨和共轴双桨涵道 UAV 轴向运动周期拉力

Fig. 8 Thrust trend for isolated coaxial propellers and ducted coaxial propeller UAV in axial flight

图 9 为螺旋桨转速为 3 000 r/min 时,自由共轴螺旋桨与共轴双桨涵道 UAV 的拉力和功率随轴向速度的变化规律。由图可见,上升运动引起叶素有效攻角减小,下降运动引起叶素有效攻角增大直至失速区域,所以自由共轴螺旋桨和共轴双桨涵道 UAV 的拉力均随轴向速度增大呈现先增大后减小的趋势。在较小的上升/下降速度下,共轴双桨涵道 UAV 拉力大于自由共轴螺旋桨,在较大的上升/下降速度下,共轴双桨涵道 UAV 拉力小于自由共轴螺旋桨,轴向运动速度分界值分别为-4.3 m/s 和 3.8 m/s。自由共轴螺旋桨和共轴双桨涵道 UAV 产生的拉力总体上相差不大,而共轴双桨涵道 UAV 所用功率明显小于自由共轴螺旋桨,这主要是由于涵道显著削弱了涵道螺旋桨的桨尖涡、后缘脱体涡、尾流收缩、桨-涡干扰和涡-涡干扰,减少了能量损耗。

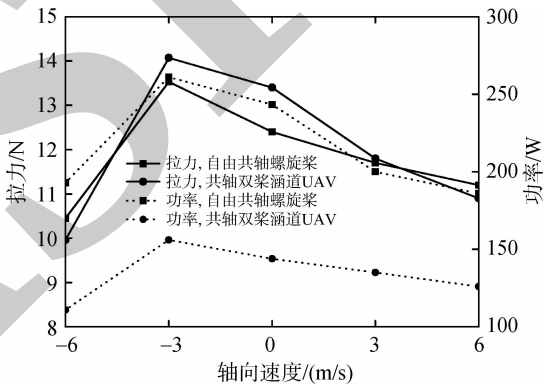


图 9 自由共轴螺旋桨和共轴双桨涵道 UAV 轴向运动的拉力和功率

Fig. 9 Thrust and power of isolated coaxial propellers and ducted coaxial propeller UAV in axial flight

3.3.2 前飞运动

图 10 为螺旋桨转速为 3 000 r/min,攻角为 70°,前飞速度为 7 m/s 时,自由共轴螺旋桨与共轴双桨涵道 UAV 的流线和压力云图。由流线图可见,前方来流显著削弱自由共轴螺旋桨的桨尖涡强度和尾流收缩效应,且在其桨根处出现流动分离和旋涡,而对涵道螺旋桨影响不大。从压力云图可以看出,自由共轴螺旋桨的上桨和下桨产生的拉力分别大于共轴双桨涵道 UAV 上桨和下桨产生的拉力。

图 11 为螺旋桨转速为 3 000 r/min,攻角为 70°,前飞速度为 7 m/s 时,自由共轴螺旋桨与共轴双桨涵道 UAV 各部件在一个计算周期内的升力。前飞运动的计算周期为轴向运动的两倍(螺

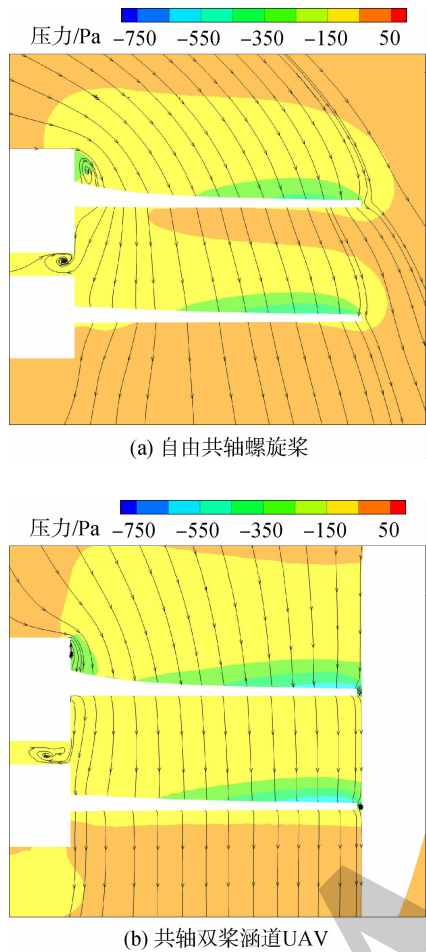


图 10 自由共轴螺旋桨和共轴双桨涵道 UAV 前飞运动流线和压力云图

Fig. 10 Streamlines and pressure contour of isolated coaxial propellers and ducted coaxial propeller UAV in forward flight

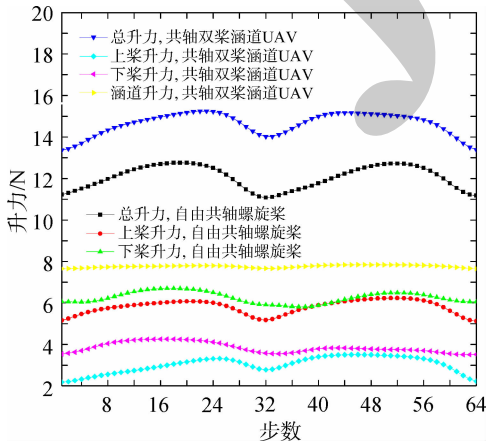


图 11 自由共轴螺旋桨和共轴双桨涵道 UAV 前飞运动周期升力

Fig. 11 Lift trend for isolated coaxial propellers and ducted coaxial propeller UAV in forward flight

旋桨旋转 120°), 本文将每个计算周期划分为 64 步, 上桨和下桨在第 32 步及周期末重合。由图可见, 自由共轴螺旋桨的上桨和下桨产生的升力分别明显大于共轴双桨涵道 UAV 的上桨和下桨, 且下桨升力大于上桨升力。相比轴向运动, 前飞运动时自由共轴螺旋桨和共轴双桨涵道 UAV 的上桨和下桨的升力均减小。涵道升力占总升力比重增大至 53%, 共轴双桨涵道 UAV 产生的总升力大于自由共轴螺旋桨。在一个计算周期内, 涵道升力基本保持不变, 其他部件升力均呈现增大-减小-增大的趋势。

图 12 为螺旋桨转速为 3 000 r/min, 攻角为 70° , 前飞速度分别为 4、10 m/s 时, 共轴双桨涵道 UAV 的流线和压力云图。由图 12(a) 可见, 在涵道上风边内壁中部形成旋涡, 并在唇口形成低压区。由图 12(b) 可见, 在上风边内壁中部形成较大旋涡, 在涵道上风边外壁中部和下风边唇口形成高压区, 且在涵道上风边唇口形成较大低压区,

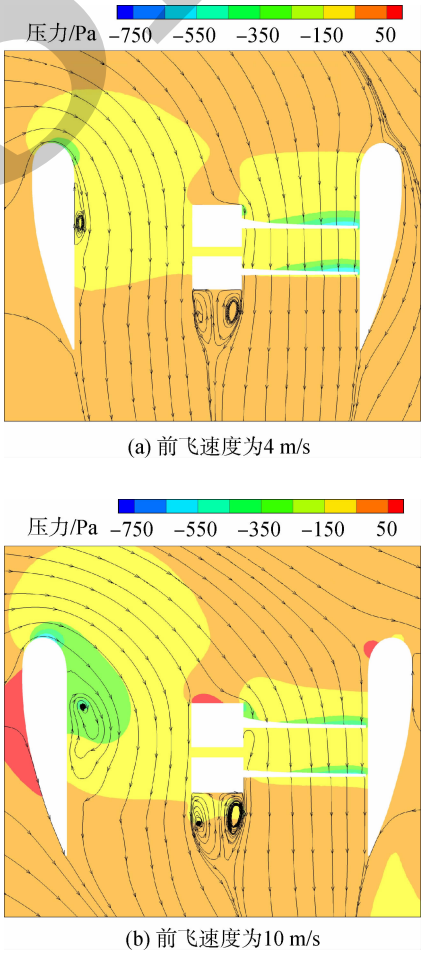


图 12 共轴双桨涵道 UAV 前飞运动流线和压力云图

Fig. 12 Streamlines and pressure contour of ducted coaxial propeller UAV in forward flight

导致共轴双桨涵道 UAV 在快速前飞时产生较大升力、阻力和抬头力矩。

图 13 为螺旋桨转速为 3 000 r/min, 攻角为 70°, 前飞速度 $V_f = 4, 10$ m/s 时, 共轴双桨涵道 UAV 各部件在一个计算周期内的升力。结合图 11 可以发现, 涵道本体升力随前飞速度增大而增大, 涵道升力比重从 4 m/s 时的 46% 上升到 10 m/s 时的 56%。上桨和下桨升力基本保持不变, 共轴双桨涵道 UAV 总升力随前飞速度增大而增大。

图 14 为螺旋桨转速为 3 000 r/min 时, 共轴

双桨涵道 UAV 在不同前飞速度 ($V_f = 4, 7, 10$ m/s) 下的升力和阻力随攻角的变化规律。由图可见, 共轴双桨涵道 UAV 的升力随攻角增大呈现先增大后减小的趋势, 最大升力对应的攻角约为 70°。共轴双桨涵道 UAV 的总阻力随攻角增大而增大, 主要原因是螺旋桨拉力分量减小及涵道本体阻力增大。还可以发现, 共轴双桨涵道 UAV 的升力和阻力均随前飞速度增大而增大。

图 15 为前飞速度为 7 m/s 时, 共轴双桨涵道 UAV 在不同的螺旋桨转速 ($\Omega_p = 2\,000, 3\,000, 4\,000$ r/min) 下的升力和阻力随攻角的变化规律。由图可见, 在不同的螺旋桨转速下, 共轴双桨涵道 UAV 的升力随攻角增大先增大后减小, 阻力随攻角增大而增大。随着螺旋桨转速增大, 螺旋桨拉力增大, 提高了共轴双桨涵道 UAV 升力并减小其阻力。

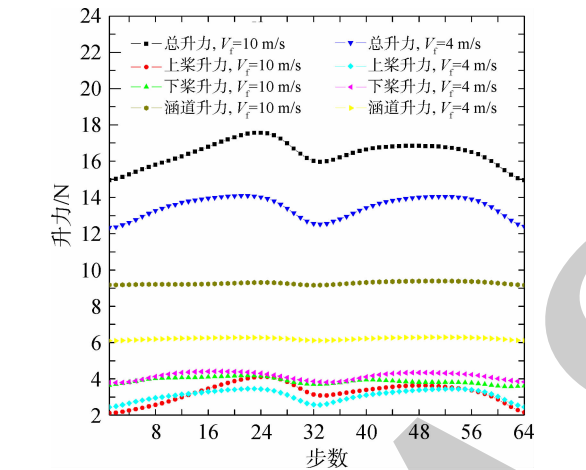


图 13 共轴双桨涵道 UAV 前飞运动周期升力
Fig. 13 Lift trend for ducted coaxial propeller UAV in forward flight

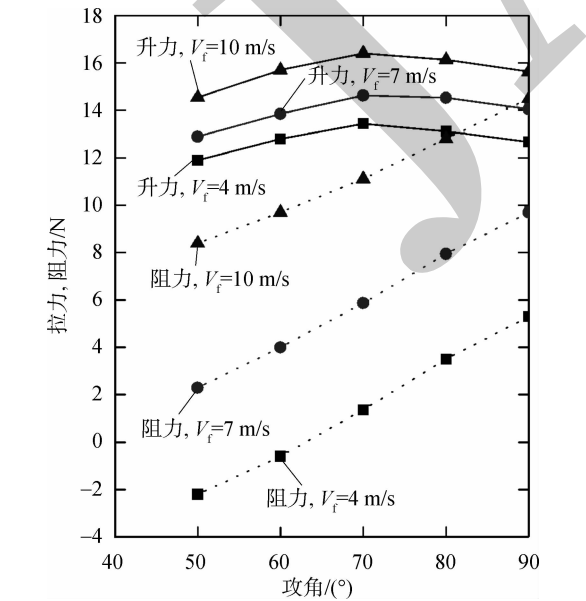


图 14 不同的前飞速度下, 共轴双桨涵道 UAV 升阻力
随攻角变化规律
Fig. 14 Lift and drag trends for ducted coaxial propeller UAV as a function of angle of attack at various forward velocities

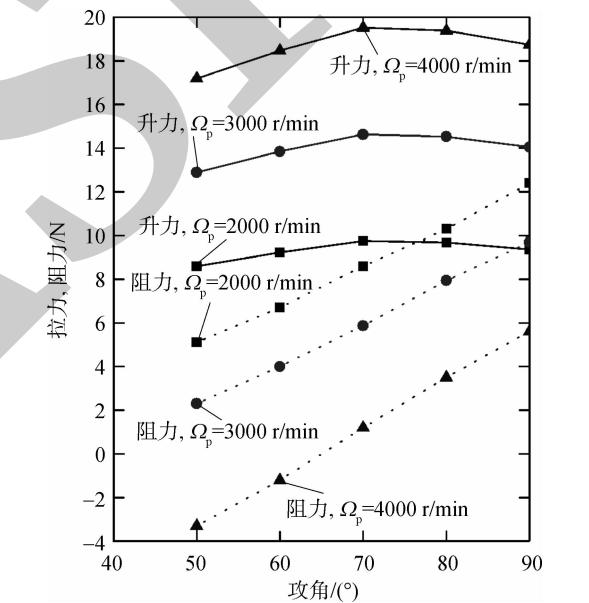


图 15 不同的螺旋桨转速下, 共轴双桨涵道 UAV 升阻力
随攻角变化规律
Fig. 15 Lift and drag trends for ducted coaxial propeller UAV as a function of angle of attack at various propeller speeds

4 结 论

本文建立了模拟共轴双桨涵道 UAV 流场的 CFD 数值计算方法, 并通过算例验证其有效性。数值模拟了共轴双桨涵道 UAV 轴向和前飞运动的动态流场, 分析了多种因素对其气动特性的影响规律, 得出如下结论:

1) 本文建立的 CFD 数值方法适于模拟共轴

双桨涵道 UAV 动态流场。

2) 自由共轴螺旋桨的上桨和下桨产生的拉力分别大于共轴双桨涵道 UAV 的上桨和下桨。涵道的存在显著削弱涵道螺旋桨的桨尖涡、后缘脱体涡、尾流收缩、桨-涡干扰和涡-涡干扰,明显减小共轴双桨涵道 UAV 的需用功率。

3) 在较低的上升/下降速度下,共轴双桨涵道 UAV 的拉力大于自由共轴螺旋桨。在较高的上升/下降速度下,共轴双桨涵道 UAV 的拉力小于自由共轴螺旋桨。

4) 随着前飞速度增大,共轴双桨涵道 UAV 的升力和阻力均增大。随着螺旋桨转速增大,共轴双桨涵道 UAV 的升力增大,而阻力减小。随着攻角增大,共轴双桨涵道 UAV 的阻力增大,而升力呈现先增大后减小的规律。

参考文献:

- [1] HRISHIKESHAVAN V, BLACK J, CHOPRA I. Design and performance of a quad-shrouded rotor micro air vehicle[J]. *Journal of Aircraft*, 2014, 51(3): 779-791.
- [2] CAI Hongming, WU Zhilin, DENG Shuanghou, et al. Numerical prediction of unsteady aerodynamics for a ducted fan micro air vehicle[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers; Part G Journal of Aerospace Engineering*, 2015, 229(1): 87-95.
- [3] OHANIAN J. Ducted fan aerodynamics and modeling, with applications of steady and synthetic jet flow control[D]. Blackburg, US: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2011.
- [4] OHANIAN J, KARNI D, LONDENBERG K. Ducted-fan force and moment control via steady and synthetic jets[J]. *Journal of Aircraft*, 2011, 48(2): 514-526.
- [5] 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 Jianbo, GAO Zheng, TANG Zhengfei, et al. Experimental investigation on lift and drag of ducted fan system[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2004, 36(2): 164-168. (in Chinese)
- [6] JOHNSON E, TURBE M. Modeling, control, and flight testing of a small ducted-fan aircraft[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2006, 29(4): 769-779.
- [7] ZHAO Huiwen, CEES B. Aerodynamic design and analysis of a VTOL ducted fan UAV[R]. AIAA-2008-7516, 2008.
- [8] 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.
- [9] 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)
- [10] AKTURK A, CAMCI C. Experimental and computational assessment of a ducted-fan rotor flow model[J]. *Journal of Aircraft*, 2012, 49(3): 885-897.
- [11] SINGH P, VENKATESAN C. Experimental performance evaluation of coaxial rotors for a micro aerial vehicle[J]. *Journal of Aircraft*, 2013, 50(5): 1465-1481.
- [12] RAJAGOPALAN R. A procedure for rotor performance, flowfield and interference; a perspective[R]. AIAA-2000-0116, 2000.
- [13] BONTEMPO R, MANNA M. A nonlinear and semi-analytical actuator disk method accounting for general hub shapes; Part 1 open rotor[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2016, 792: 910-935.
- [14] GRAF W, FLEMING J, NG W. Improving ducted fan UAV aerodynamics in forward flight[R]. AIAA-2008-430, 2008.
- [15] 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)
- [16] RUZICKA G, STRAWN R. Discrete-blade, Navier-Stokes computational fluid dynamics analysis of ducted-fan flow[J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(5): 1109-1117.
- [17] RYU Y, CHO S, CHO S. Aerodynamic analysis of the ducted fan for a VTOL UAV in crosswinds[J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautics and Space Sciences*, 2016, 59(2): 47-55.
- [18] XISTO C M, LEGER J A, PASCOA J C. Parametric analysis of a large-scale cycloidal rotor in hovering conditions[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2017, 30(1): 944-952.
- [19] KANG Y S, SOHN D W, KIM J H, et al. A sliding mesh technique for the finite element simulation of fluid-solid interaction problems by using variable-node elements[J]. *Computers and Structures*, 2014, 130: 91-104.
- [20] MENTER R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [21] GRUNWALD K J, GOODSON K W. Aerodynamic loads on an isolated shrouded-propeller configuration for angle of attack from -10° to 10° [R]. NASA TN D-995, 1962.

(编辑: 陈 越)