

共轴反桨涵道式推进单元地面效应气动性能

韩瀚¹, 项昌乐^{1,2}, 徐彬^{1,2}

(1. 北京理工大学 机械与车辆学院, 北京 100081;

2. 北京理工大学 机械与车辆学院 特种车辆研究所, 北京 100081)

摘 要: 为了研究共轴反桨涵道式推进单元近地面悬停时的气动特性,通过气动性能测试分别研究了转速、桨盘间距和离地距离对推进单元的气动影响。同时,通过CFD数值仿真分析了其速度场和压力场分布,分析了共轴反桨涵道式推进单元地面效应的流场特性。结果表明,当涵道扩散口到地面的距离小于两倍桨盘半径时,地面效应开始起作用;当离地距离小于一倍桨盘半径时,地效非常显著,品质因子(FM)最高提升了约30%。随着离地距离的减小,涵道拉力随之降低,这是由于入流速度的降低导致涵道唇口处的压力峰值下降。桨盘间距对地面效应影响不大。涵道以及螺旋桨的拉力、反扭矩与螺旋桨转速的平方近似成正比。

关 键 词: 共轴反桨; 涵道; 推进单元; 地面效应; 悬停工况; 气动性能; 品质因子(FM)

中图分类号: V211.7

文献标志码: A

Aerodynamic performance of shrouded coaxial anti-rotating rotor propulsion unit with ground effect

HAN Han¹, XIANG Changle^{1,2}, XU Bin^{1,2}

(1. School of Mechanical Engineering,

Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. The Special Vehicle Research Institute,

School of Mechanical Engineering,

Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: In order to study the aerodynamic characteristics of shrouded coaxial rotor propulsion unit hovering near ground, experimental measurements were conducted to investigate the effects of rotational speed, rotor spacing and shroud-diffuser-height from ground. CFD simulations were performed to analyze the velocity field and pressure field distribution around propulsion unit, and the flow-field characteristic of ground effect for shrouded coaxial rotor propulsion unit was studied. Results showed that, when the distance from shroud diffuser to ground was less than two rotor radii, the ground effect began to work; when the distance was less than one rotor radius, the ground effect was very significant, and figure of merit (FM) increased by about 30% at most. As the distance decreased, the shroud thrust decreased due to the declining inflow velocity leading to the decrease of the peak pressure at the shroud lip. The rotor spacing had little effect on ground effect. The thrust and counter-

收稿日期: 2019-01-21

基金项目: 国家自然科学基金(51505031)

作者简介: 韩瀚(1988—),男,博士生,主要从事涵道式推进单元空气动力学研究。

通讯作者: 徐彬(1982—),男,讲师,博士,主要从事陆空特种机动平台方面的研究。E-mail: bitxubin@bit.edu.cn

引用格式: 韩瀚,项昌乐,徐彬. 共轴反桨涵道式推进单元地面效应气动性能[J]. 航空动力学报, 2019, 34(7): 1440-1449. HAN Han, XIANG Changle, XU Bin. Aerodynamic performance of shrouded coaxial anti-rotating rotor propulsion unit with ground effect[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(7): 1440-1449.

torque of shroud and rotors were approximately proportional to the square of rotor speed.

Key words: coaxial anti-rotating rotor; shroud; propulsion unit; ground effect; hovering condition; aerodynamic performance; figure of merit (FM)

近年来,微小型飞行器^[1-3]被广泛应用于军用和民用领域,例如,侦察、营救、航拍等。由于具有垂直起降以及悬停的功能,涵道式飞行器适合在复杂的环境中执行任务。同时,涵道式飞行器比传统的开放式旋翼飞行器^[4-5]更有优势,例如,高机动性、低噪音、更小的安全起飞区域^[6]、相同尺寸与功率的条件下产生更大的拉力等^[7-9]。作为空中作业平台,涵道式飞行平台装载机械臂^[10-11]后可以更好地在复杂环境中执行任务。随着飞行车辆和分布式驱动技术的深入研究,涵道螺旋桨作为推进单元得到了更广泛的应用,例如,德意法联合研制的 Pop. Up Next^[12],德国的 Lilium Jet^[13],以色列的 AirMule^[14]等。

微小型旋翼飞行器在起飞、降落以及近地悬停时,下洗流与地面存在干扰,地面效应是值得研究的问题。目前,关于开放式旋翼地效问题研究的比较多,主要集中在气动性能提升、壁面射流等方面。Cheeseman 等^[15]采用源的镜像法模拟开放式旋翼的地面效应并且得到了其解析关系,解析式表明,当桨盘到地面距离小于两倍桨盘半径时地面效应开始明显。Lakshminarayan 和 Kalra 等^[16-19]通过求解 URANS(unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes)方程模拟开放式旋翼的地面效应和桨尖涡流场,研究了桨尖涡与地面的干扰问题。Gourdain 等^[20]通过 LBM(lattice Boltzmann method)分别研究了开放式旋翼、涵道式螺旋桨与地面的干扰效应,认为涵道有减弱螺旋桨地效的作用。Lee 等^[21]通过 PIV(particle image velocimetry)试验研究了开放式旋翼的地面效应,详细阐述了桨尖涡与地面的干扰以及壁面射流现象。Jardin 等^[22]通过 PIV 试验研究了开放式旋翼在约束环境中的气动特性,并且提出了经验模型。Han 等^[23]通过台架试验和 CFD 仿真研究了单桨涵道在地面、天花板及竖直壁面等约束环境中的气动特性,尚未对共轴反桨涵道单元展开研究。

相对于单桨涵道式推进单元而言,共轴反桨涵道式推进单元具有反扭矩可相互抵消以及可产生更大拉力的优势。但是,较大的拉力意味着悬停时会有较大的下洗流速度^[7-8],近地悬停时地效问题会比较复杂,比如,上下桨盘拉力分配、涵道

表面压力分布、下洗流与地面干扰等问题。国内的苏运德、杨加明、王云等^[24-26]采用 CFD 数值仿真的方法研究了共轴反桨涵道式推进单元悬停时的桨尖间隙、桨盘间距以及总距角对其气动性能的影响。陆陶冶、覃燕华等^[27-28]通过自由尾迹的方法模拟了共轴反桨开放式推进单元近地面悬停工况,研究了诱导速度以及上下螺旋桨的拉力分配问题。但是,对于共轴反桨涵道式推进单元近地面悬停工况的研究较少。

本文通过静态台架试验研究了共轴反桨涵道式推进单元悬停工况的气动性能,包括无约束地面时转速、桨盘间距的影响以及有约束地面时离地高度的影响,分析了上下桨盘的拉力分配、品质因子^[7]的变化。同时,本文还通过 CFD 数值仿真研究了有/无地效时的速度场和压力场分布,从流场机理的角度解释约束地面对共轴反桨涵道式推进单元的气动影响。

1 试验简介

1.1 试验平台

试验平台如图 1 所示,共轴反桨涵道式推进单元水平放置且其旋转轴与台架平面平行。涵道本体与上下螺旋桨可分离,由相应的传感器测量各自的转速、拉力和反扭矩。上下桨盘之间的间

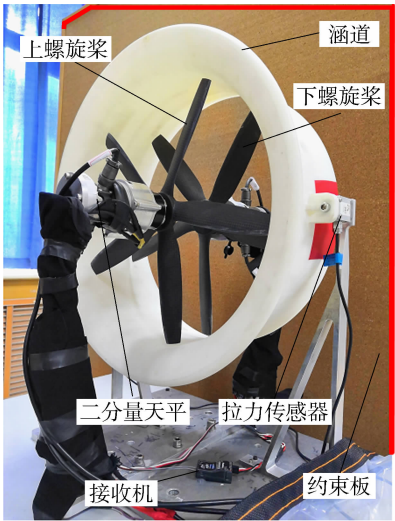


图 1 试验平台照片

Fig. 1 Photograph of the experimental platform

距可调,通过台架上的螺纹孔调整桨盘间距。在涵道扩散口的后方有可水平移动的约束板,尺寸约为 $1.5\text{ m}\times 1.5\text{ m}$,用来模拟地效试验。

1.1.1 涵道螺旋桨模型

涵道本体为回旋体结构,采用光敏树脂材料 3D 打印而成。如图 2(a)所示,涵道本体主要由三部分构成:涵道唇口、直线段和扩散口段。涵道长度 L_1 和直线段内径 D 均为 168 mm ,直线段长度 $L_2=70\text{ mm}$,扩散角为 10° 。由于涵道拉力主要产生于涵道唇口处的负压区,因此涵道唇口较大。而扩散角不宜太大,过大就会导致流动分离,增加流动损失。螺旋桨为五叶桨,碳纤维结构,桨盘半径 $R=165\text{ mm}$,每个桨叶从桨毂到桨尖相应站位处的弦长 c 及扭转角 β 分布如图 2(b)所示,图中

的 r 为相对于旋转轴的径向位置。

1.1.2 数据采集系统

图 3 给出了试验中用到的数据采集系统的示意图。其中,涵道拉力由两侧水平对称分布的拉力传感器测得($T_s=T_{s1}+T_{s2}$),上下螺旋桨的拉力(T_u,T_l)和反扭矩(Q_u,Q_l)分别由各自的二分量天平测得,转速(ω_u,ω_l)则由连接电机轴的旋转编码器测得。电源电压(U)和上下电机的电流(I_u,I_l)通过伏特表和安培表测得。试验中的传感器信号为微弱的电压信号(mV),需要由放大器放大成可以测量的电压信号(V)。所有测得的数据信号通过数据采集卡采集并传输给计算机。遥控器发出的油门信号经接收机传给电调,由电调控制电动机转速。传感器参数如表 1 所示。

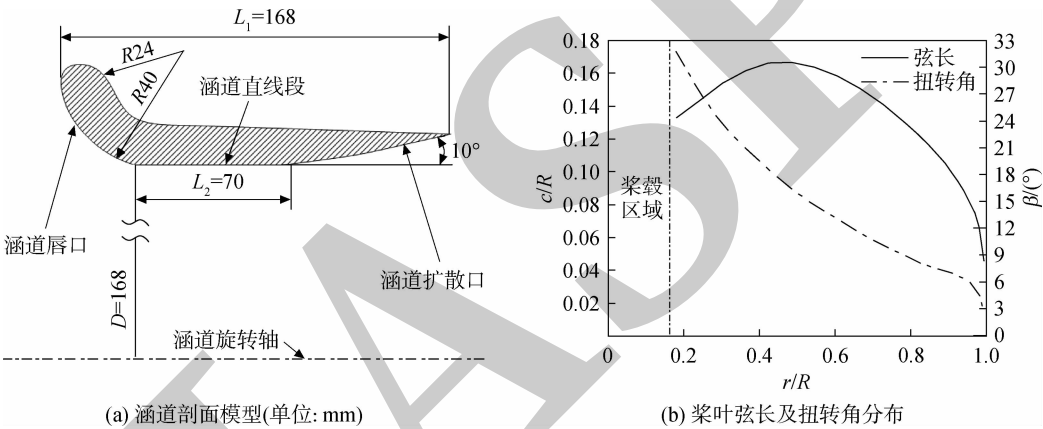


图 2 涵道和螺旋桨模型
Fig. 2 Shroud and rotor description

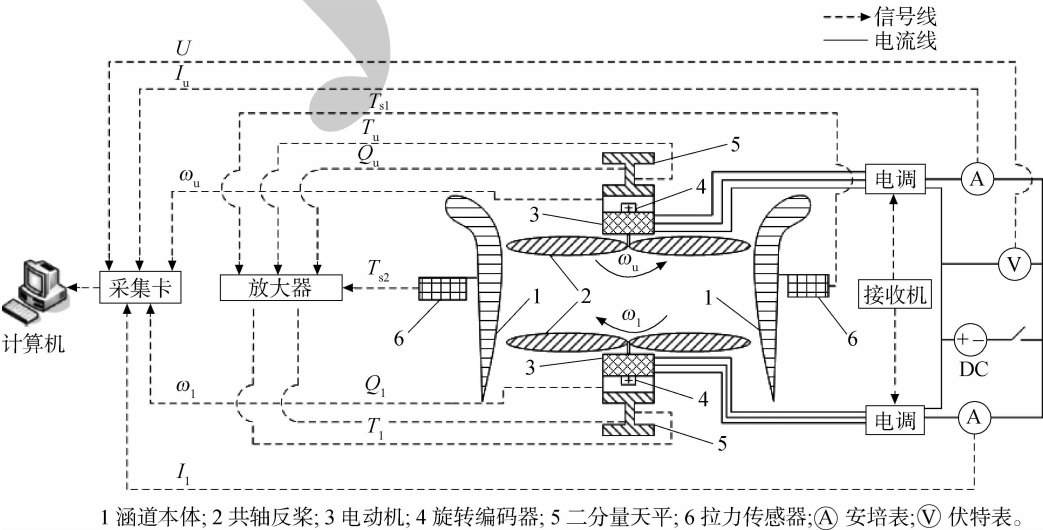


图 3 数据采集系统示意图
Fig. 3 Schematic of the experimental measurement

表 1 传感器参数

Table 1 Specifications of the sensors

参数	二分量天平		拉力传感器
	拉力/N	力矩/(N·m)	拉力/N
量程	−196~196	−3~3	−49~49
精度	0.25	0.01	0.06

1.2 试验方案

本试验分别进行了不同转速 ω 、桨盘间距 d 以及离地距离 h 等参数的测试,如表 2 所示。转速 ω 以及桨盘间距 d 的测试都是在无约束板的情况下完成的,分别研究悬停工况下转速以及桨盘间距对其气动性能的影响。离地距离 h 指的是涵道扩散口到约束板的距离。本试验中,上下桨盘的转速是相同的,即 $\omega_u=\omega_l$ 。桨盘间距 d 的调节主要是通过移动下桨盘的位置来实现的,上桨盘固定在涵道唇口与直线段的光滑过渡处。离地距离 h 则通过水平移动约束板来调节。

表 2 试验工况

Table 2 Experimental conditions

$\omega/(r/min)$	d/R	h/R
3 000~6 000	0.2,0.25,0.3,	0.3,0.4,0.5,0.8,
	0.35,0.4,0.5	1,1.5,2,3,4

1.3 数据处理

旋翼飞行器悬停时的气动性能通常由拉力系数、反扭矩系数、功率系数、品质因子、压力系数^[7]等无量纲化的参数表示,前三个参数分别表示飞行器的拉力、反扭矩以及功率与螺旋桨转速之间的关系,品质因子描述的是飞行器的悬停效率,压力系数是表征飞行器表面静压相对于动压变化的物理量,其定义分别表示如下:

$$C_T = \frac{T}{\rho A \Omega^2 R^2} \tag{1}$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho A \Omega^2 R^3} \tag{2}$$

$$C_P = \frac{P}{\rho A \Omega^3 R^3} \tag{3}$$

$$F_m = \frac{C_{Tl}^{3/2}}{2 \sqrt{\sigma_d} C_P} \tag{4}$$

$$C_p = \frac{p-p_\infty}{1/2 \rho (\Omega R)^2} \tag{5}$$

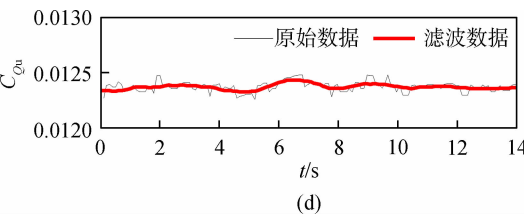
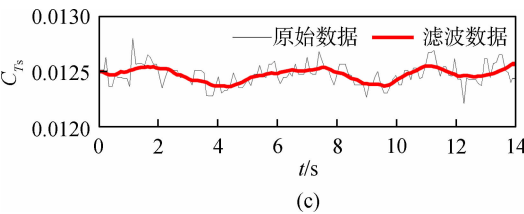
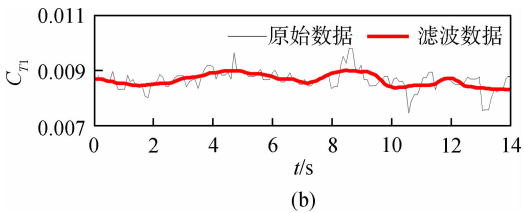
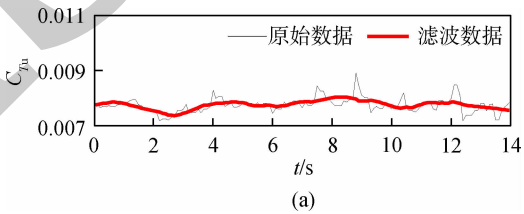
式中 T 、 Q 、 P 和 p 分别为拉力、反扭矩、功率和静压,空气密度 $\rho=1.225\text{ kg/m}^3$, $A=\pi R^2$ 为桨盘面

积, $\Omega=\omega\pi/30$ 为桨盘转速, $\sigma_d=1.14$ 为本试验中涵道的扩散系数, $p_\infty=101\,325\text{ Pa}$ 为标准大气压强。上述公式中各变量的单位均为国际标准单位。 $C_{Tl}=C_{Tu}+C_{Tl}+C_{Ts}$ 为共轴反浆涵道式推进单元总的拉力,其中下标 u 、 l 、 s 和 t 分别代表上螺旋桨、下螺旋桨、涵道本体和推进单元。 C_P 为机械功率系数,在数值上与反扭矩系数 C_Q 相同^[7]。因此,对于共轴反浆涵道式推进单元来说, $C_P=C_{Qu}+C_{Ql}$ 。

试验中除了测得真实的拉力、力矩信号外,还会测得电路中的高频噪声信号、螺旋桨旋转频率的机械噪声信号以及试验台架的低频振动噪声信号。电路噪声以及机械噪声可以通过滤波器过滤去掉,如图 4 所示。振动噪声信号则可以通过避免共振区测试来降低影响。

传感器的测量误差,包括转速、拉力以及反扭矩的测量误差,是试验中的主要误差。根据式(1)~式(2),应用 Kline-McClintock 方程^[29]可以得到拉力系数、反扭矩系数的不确定度:

$$\Delta C_T = \sqrt{\left(\frac{C_T}{T} \cdot \Delta T\right)^2 + \left(\frac{-2C_T}{\Omega^3} \cdot \Delta \Omega\right)^2} \tag{6}$$



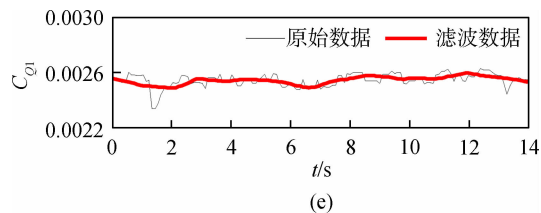


图 4 滤波数据与原始数据比较图

Fig. 4 Comparisons between filtered signals and raw data

化简为

$$\frac{\Delta C_T}{C_T} = \sqrt{\left(\frac{\Delta T}{T}\right)^2 + 4\left(\frac{\Delta \Omega}{\Omega^3}\right)^2} \quad (7)$$

同理可得

$$\frac{\Delta C_Q}{C_Q} = \sqrt{\left(\frac{\Delta Q}{Q}\right)^2 + 4\left(\frac{\Delta \Omega}{\Omega^3}\right)^2} \quad (8)$$

根据试验数据,拉力系数、力矩系数的不确定度均在 5% 以内。

2 数值仿真

为了进一步分析共轴反桨涵道式推进单元地面效应的流场特征,本文进行了 CFD 数值仿真。数值仿真采用商用软件 FLUENT 求解不可压缩 RANS 方程,湍流模型为 SST(shear stress transport) $k-\omega$ 。使用 ICEM 软件生成非结构网格,壁面 y^+ 值大都小于 1。通过多参考系模型模拟螺旋桨的旋转运动,得到时间平均的流场结果。采用压力入口、压力出口边界条件,模拟推进单元悬停工况。标准大气压为 101325 Pa,室温为 15℃。涵道、螺旋桨以及约束板设置为无滑移固壁边界条件。

RANS 方程差分形式为

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (9)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_j \partial x_j} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (10)$$

其中,下标 i 和 j 取值均在 1~3 之间,分别表示笛卡儿坐标系的分量, $\bar{u}$ 和 $\bar{p}$ 分别表示时间平均的速度和压力, t 是时间, ρ 是空气密度, ν 是空气的运动黏度, $\tau_{ij} = \overline{u'_i u'_j}$ 是雷诺应力项(已除以空气密度),体积力、重力等没在方程中显示。

本文进行了无地效 OGE(out of ground effect)和有地效 IGE(in ground effect)两种悬停工况的数值仿真,上、下螺旋桨的转速均为 4000 r/min,桨盘间距为 $d=0.4R$,其中有地效工况的离地高度 h/R 分别为 0.4、1.0、2.0、3.0 和 4.0。仿真结果将在后文与试验结果做对比分析。

3 气动性能分析

3.1 转速的影响

首先,本试验进行了无约束板条件下的不同转速工况的研究。如图 5 所示,涵道以及螺旋桨的拉力、反扭矩与无量纲化的转速 ω^2/ω_0^2 近似成正比,其中参考转速 $\omega_0=3000$ r/min。也就是说,涵道以及螺旋桨的拉力、反扭矩与螺旋桨转速的平方近似成正比。根据拉力系数、反扭矩系数的定义可知,涵道以及螺旋桨的拉力系数、反扭矩系数与转速无关。在本试验中最大转速 6000 r/min 时,涵道拉力将近 15 N,上下两桨盘的拉力分别约为 9、10 N,反扭矩分别约为 0.46、0.48 N·m。在无约束板的悬停工况下,上下两桨盘分别提供约 26%、29% 的拉力。

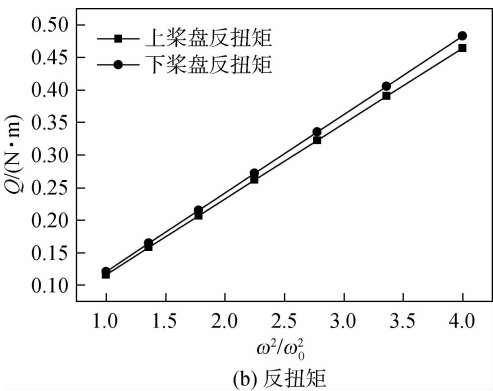
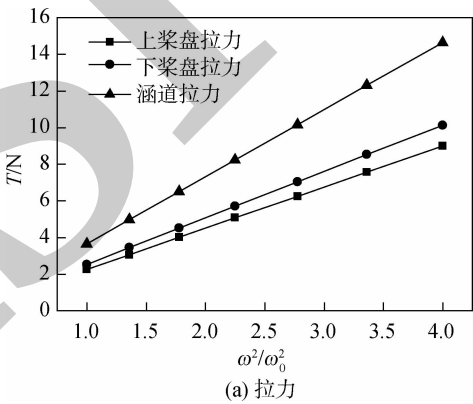


图 5 转速的影响

Fig. 5 Effect of rotor speed

3.2 桨盘间距的影响

图 6 给出了无约束板条件下桨盘间距对气动性能的影响。从图中可以看出,随着桨盘间距的增大,上桨盘的拉力系数和反扭矩系数先减小后增大,下桨盘的拉力系数和反扭矩系数一直在增加,涵道的拉力系数先增大后减小,而总的拉力系

数变化不大。由于涵道直线段长度约为 $0.42R$, 当桨盘间距 $d=0.5R$ 时下桨盘处于扩散口处, 使扩散口处流动分离加剧, 导致涵道拉力以及推进单元的品质因子下降。

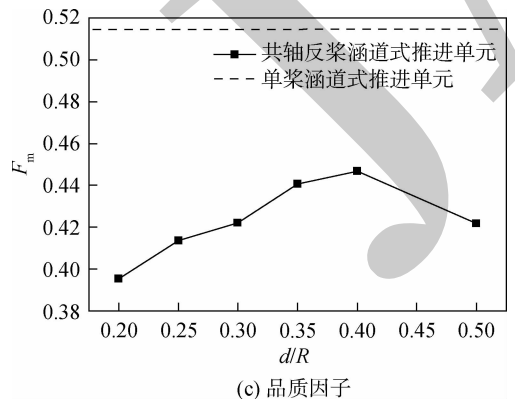
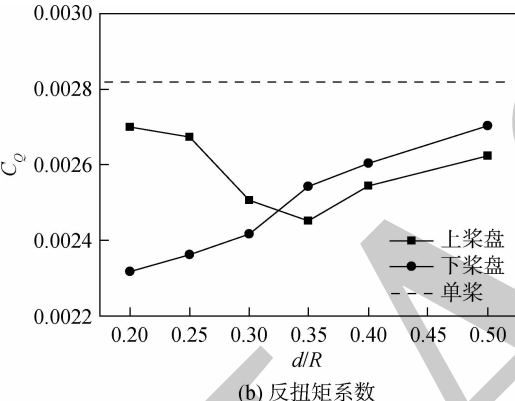
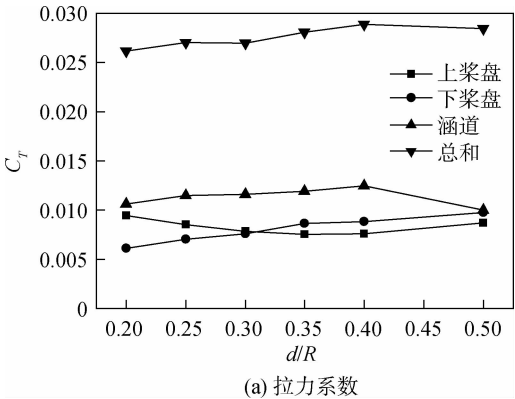


图 6 桨盘间距的影响
Fig. 6 Effect of rotor spacing

本试验中上桨盘位置固定, 通过调节下桨盘位置来改变桨盘间距。为了进一步研究下桨盘对上桨盘的影响, 本试验还做了完全移除下桨盘的性能测试, 如图 6 中虚线部分以及表 3 所示。相对于桨盘间距 $d=0.4R$ 时, 完全移除下桨盘后, 推进单元总的拉力降低了约 24%, 桨盘反扭矩系数增大了约 12%, 推进单元的品质因子提升了约

15%。这说明, 相比于单桨涵道式推进单元而言, 共轴反桨涵道式推进单元虽然总的拉力有所提升, 但是由于上下桨盘以及涵道本体之间存在气动干扰, 共轴反桨涵道式推进单元总的气动性能反而下降了。

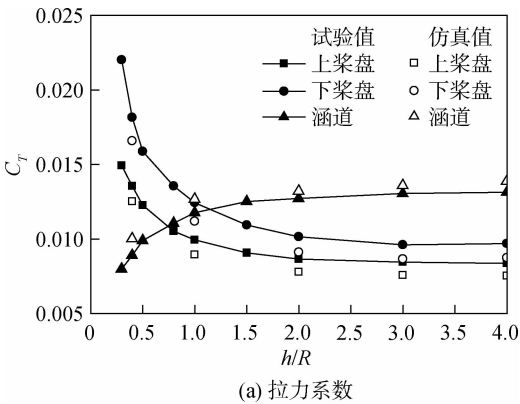
表 3 有/无下桨盘两种工况的拉力系数比较
Table 3 Comparisons of thrust coefficients under two conditions: with or without lower rotor

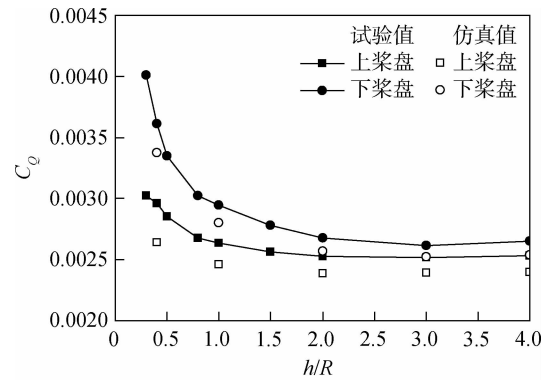
拉力系数	有下桨盘且 $d=0.4R$	无下桨盘	增降幅/%
C_{Tu}	0.0076	0.0141	84
C_{Ti}	0.0088		
C_{Ts}	0.0125	0.0077	-36
C_{Ti}	0.0289	0.0217	-24

3.3 离地距离的影响

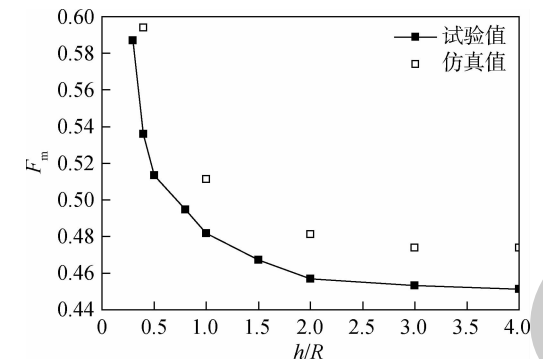
图 7 给出了共轴反桨涵道式推进单元在不同离地距离时气动参数的变化曲线。本工况选取的桨盘间距为 $d=0.4R$ 。从图中可以看出, 仿真结果与试验结果的变化趋势基本一致, 并且相对误差均在 15% 以内。在离地距离大于 $2.0R$ 时, 气动参数变化不大, 说明此时地面效应不明显。随着离地距离的进一步减小 ($h < 2.0R$), 上下桨盘的拉力系数、反扭矩系数开始增加, 而涵道的拉力系数却下降了。在离地距离小于 $1.0R$ 时曲线变化最显著, 地面效应最明显。推进单元的品质因子在离地距离 $h=0.3R$ 时达到最大值 0.586, 相比离地距离 $h=4.0R$ 时品质因子提升了约 30%。

在无约束环境中, 拉力、反扭矩与转速的平方近似为线性关系, 即拉力系数、反扭矩系数近似为常数; 而在地面约束环境中, 拉力系数、反扭矩系数随离地高度而变化, 说明不同离地高度时, 拉力、反扭矩与转速的平方为非线性关系。地面效





(b) 反扭矩系数



(c) 品质因子

图 7 涵道离地高度的影响

Fig. 7 Effect of shroud height from ground

应研究对飞行器系统的设计有参考意义。

为了进一步研究地面效应中拉力和功率等气动性能的变化,本文进行了在功率恒定条件下拉力的增加试验,如图 8 所示。图中所示的拉力比 T_{ige}/T_{oge} ,是指有地面约束的工况(IGE)与无地面约束工况(OGE)时拉力的比值。图中的拟合曲线为幂函数 $a(h/R)^{-b}+c$,与文献[22]的形式相同,式中 a 、 b 和 c 分别为拟合参数。当离地距离 $h>2.0R$ 时,图中的曲线变化缓慢,地面效应不明显;当离地距离 $h<2.0R$ 时,曲线斜率变化较大,尤其是 $h<1.0R$ 时图中曲线斜率急剧变化,此时

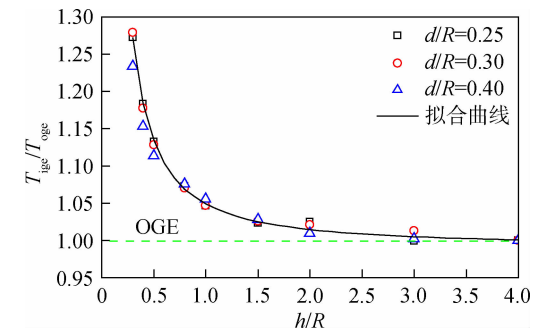


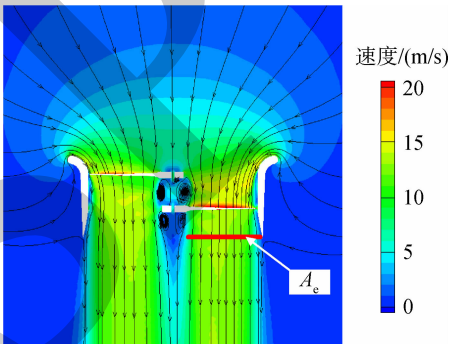
图 8 功率恒定的条件下拉力比曲线

Fig. 8 Thrust ratio curves at constant power conditions

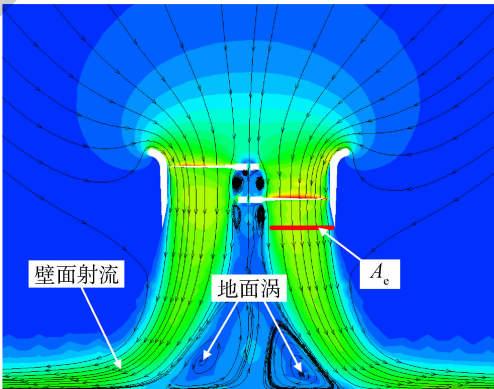
地面效应非常显著。在最小离地距离时,功率恒定条件下拉力提升了约 25%。图中三种符号代表三个不同桨盘间距的试验结果,可以看出,桨盘间距对地面效应影响不大。

4 流场特性分析

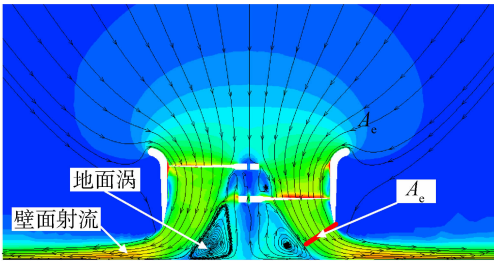
本文给出了三种工况的流场仿真结果:工况一为无地效悬停工况 OGE、工况二和工况三分别表示离地高度为 $h=2.0R$ 和 $h=0.4R$ 有地效悬停工况 IGE,如图 9 所示。从图中可以看出,地面的存在改变了涵道式推进单元下洗流的速度和质量流率,速度大小明显降低,速度方向发生偏转,沿着地面径向向外流动,形成壁面射流。随着离



(a) 工况一



(b) 工况二



(c) 工况三

图 9 有/无地效悬停工况的速度云图对比

Fig. 9 Comparisons of velocity contours between OGE and IGE conditions

地高度的降低,壁面射流的厚度下降,流速加快。同时,涵道扩散口的有效流通面积 A_e (图中红色实线)降低,导致质量流率下降。由于地面的约束,在涵道式推进单元下方形成明显的地面涡,严重影响推进单元的气动稳定性。

图 10 给出了这三个工况的压力系数曲线,其中上下桨叶均选取的是 $0.75R$ 处的剖面, x 代表从桨叶剖面前缘到尾缘的坐标, c 为剖面的弦长。从图中可以看出,该剖面的拉力主要来自于 $0.2c \sim 0.8c$ 处上下剖面的压力差。在 $0.2c \sim 0.8c$ 处,工况一和工况二的曲线基本一致,并且均被工况三的曲线所包裹。这说明,工况一和工况二的桨盘拉力基本一致,并且均小于工况三的桨盘拉力。这与图 7 中的结果是一致的。

如图 10(c) 所示,涵道剖面的压力系数曲线在上、下桨盘处(B 处和 C 处)均存在压力峰值,

这是由桨盘上下表面的压力差造成的。这两处的压力差对上、下桨盘的拉力起主要作用,但对涵道拉力不起作用。对涵道拉力起贡献作用的只有涵道唇口段(E-A-B 段)。D 点位于涵道扩散口的边缘,存在流动分离现象,因此该处的压力系数有一定的波动。随着离地高度的降低(从工况一至工况三),地面的约束作用降低了涵道的入流速度,使得涵道唇口处(E-A-B 段)的压力峰值降低,涵道提供的拉力亦随之下降。工况三在 B-C-D 段形成背压区,桨盘拉力得到提升。

5 结 论

本文进行了微小型共轴反浆涵道式推进单元的气动性能测试,分别研究了螺旋桨转速、桨盘间距及离地距离对上下桨盘拉力分配和品质因子的影响。同时,本文通过 CFD 数值仿真研究了地面效应中速度场和压力场分布,从流场机理的角度分析了共轴反浆涵道式推进单元近地悬停时的气动特性。具体结论如下:

- 1) 试验中,涵道以及螺旋桨的拉力、反扭矩与螺旋桨转速的平方近似成正比。在无约束板的悬停工况下,上下两桨盘分别提供约 26%、29% 的拉力。
- 2) 桨盘间距对共轴反浆涵道式推进单元总的拉力影响不大。相比于单桨涵道式推进单元而言,共轴反浆涵道式推进单元虽然总的拉力有所提升,但是由于上下桨盘以及涵道本体之间存在气动干扰,总的气动性能反而下降了。
- 3) 涵道扩散口到地面的距离小于 $2.0R$ 时,地面效应开始起作用;当离地距离小于 $1.0R$ 时地效非常显著,品质因子最高提升了约 30%。随着离地距离的减小,涵道拉力随之降低。桨盘间距对地面效应影响不大。
- 4) 地面的存在改变了涵道式推进单元下洗流的速度和质量流率,形成的地面涡严重影响推进单元的气动稳定性。入流速度的降低导致涵道唇口处的压力峰值下降,涵道拉力随之降低。

安装有共轴反浆涵道式推进单元的飞行器具有适合在约束环境中飞行的优势,因此该飞行器将有可能长期处于地面效应比较显著的工况(例如,起飞、降落、近地飞行等)。在不同离地高度时,拉力、反扭矩与转速的变化关系对飞行器推力系统的设计具有参考意义。同时,地面效应中壁面射流和地面涡等非定常流动会影响飞行器的气动稳定性。所以,地面效应的研究对飞行器飞控

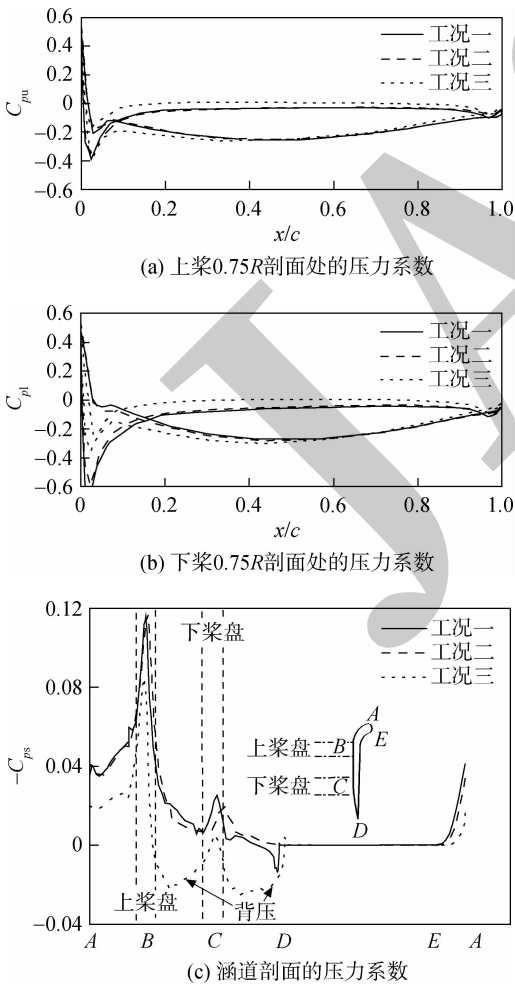


图 10 有/无地效工况时上下螺旋桨及涵道的压力系数
Fig. 10 Comparisons of pressure coefficient of upper and lower rotor and shroud between OGE and IGE conditions

系统的设计也具有指导意义。

参考文献:

- [1] MUELLER T, DELAURIER J D. An overview of micro air vehicle aerodynamics[J]. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, 2001, 195: 1-10.
- [2] RAMAMURTI R, SANDBERG W. Computation of aerodynamic characteristics of a micro air vehicle[J]. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, 2001, 195: 537-555.
- [3] PINES D J, BOHORQUEZ F. Challenges facing future micro-air-vehicle development[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(2): 290-305.
- [4] BOHORQUEZ F, SAMUEL P, SIROHI J, et al. Design, analysis and hover performance of a rotary wing micro air vehicle[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2003, 48(2): 80-90.
- [5] NG T T H, LENG G S B. Design optimization of rotary-wing micro air vehicles[J]. *Journal of Mechanical Engineering Science*, 2006, 220(6): 865-873.
- [6] FAN Wei, XIANG Changle, XU Bin. Modelling, attitude controller design and flight experiments of a novel micro-ducted-fan aircraft[J]. *Advances in Mechanical Engineering*, 2018, 10(3): 1-16.
- [7] LEISHMAN J G. Principles of helicopter aerodynamics [M]. 2nd ed. New York: Cambridge University Press, 2008.
- [8] JOHNSON W. Rotorcraft aeromechanics [M]. New York: Cambridge University Press, 2013.
- [9] HAN Han, XIANG Changle, XU Bin, et al. Experimental and computational analysis of microscale shrouded coaxial rotor in hover[C]//2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). Miami USA: IEEE, 2017: 1092-1100.
- [10] MATTEO F, ROBERTO N, ALESSANDRO M, et al. Developing an aerial manipulator prototype: physical interaction with the environment[J]. *IEEE Robotics & Automation Magazine*, 2014, 21(3): 41-50.
- [11] POUNDS P E I, BERSAK D R, DOLLAR A M. The yale aerial manipulator: grasping in flight[C]//2011 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Shanghai: IEEE, 2011: 2974-2975.
- [12] Italdesign Giugiaro S. p. A. Airbus and Audi partner to provide air & ground urban mobility services[EB/OL]. [2018-04-26]. <http://www.italdesign.it/airbus-audi-partner-to-provide-urban-mobility-services>.
- [13] Lilium Aviation. Lilium reveals new air taxi as it celebrates maiden flight[EB/OL]. [2019-05-16]. <http://lilium.com/newsroom-detail/lilium-reveals-new-air-taxi-as-it-celebrates-maiden-flight>.
- [14] Urban Aeronautics. Cormorant UAV (formerly AirMule) completes first fully autonomous pattern flight over terrain [EB/OL]. [2016-11-14]. <http://www.urbanaero.com/category/2016>.
- [15] CHEESEMAN I C, BENNETT W E. The effect of ground on a helicopter rotor in forward flight[R]. London: Ministry of Supply Aeronautical Research Council Reports and Memoranda(R&M)No. 3021, 1957.
- [16] LAKSHMINARAYAN V K, KALRA T S, BAEDER J D. Detailed computational investigation of a hovering microscale rotor in ground effect[J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(4): 893-909.
- [17] KALRA T S, LAKSHMINARAYAN V K, BAEDER J D. CFD validation of micro hovering rotor in ground effect[C]//American Helicopter Society 66th Annual Forum Proceedings. Phoenix, USA: American Helicopter Society (AHS), 2010.
- [18] KALRA T S. CFD modeling and analysis of rotor wake in hover interacting with a ground plane [D]. Maryland, USA: University of Maryland, 2014.
- [19] KALRA T, LAKSHMINARAYAN V K, BAEDER J. Effect of tip geometry on a hovering rotor in ground effect: a computational study[R]. AIAA 2013-2542, 2013.
- [20] GOURDAIN N, SINGH D, JARDIN T, et al. Analysis of the turbulent wake generated by a micro air vehicle hovering near the ground with a lattice Boltzmann method[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2017, 62(4): 1-12.
- [21] LEE T E, LEISHMAN J G, RAMASAMY M. Fluid dynamics of interacting blade tip vortices with a ground plane [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2010, 55(2): 22005. 1-22005. 16.
- [22] JARDIN T, PROTHIN S, MAGANA C G. Aerodynamic performance of a hovering microrotor in confined environment[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2017, 62(2): 1-7.
- [23] HAN Han, XIANG Changle, XU Bin, et al. Aerodynamic performance and analysis of a hovering micro-scale shrouded rotor in confined environment[J]. *Advances in Mechanical Engineering*, 2019, 11(4): 1-21.
- [24] 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.
- SU Yunde, YE Zhengyin, XU Heyong. 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)
- [25] 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. (in Chinese)
- [26] 王云, 丛伟, 徐江锋, 等. 悬停涵道共轴双旋翼干扰流动数值模拟[J]. *南昌航空大学学报(自然科学版)*, 2012, 26(3): 11-15.
- WANG Yun, CONG Wei, XU Jiangfeng, et al. Numerical simulation of interaction unsteady flows around ducted co-

axial rotors in hover[J]. Journal of Nanchang Hangkong University (Natural Sciences), 2012, 26 (3): 11-15. (in Chinese)

[27] 陆陶冶,陈仁良,吉洪蕾,等. 共轴双旋翼悬停地面效应分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2017, 49(10): 45-52.
LU Taoye, CHEN Renliang, JI Honglei, et al. Performance analysis of coaxial-rotor for hovering in ground effect[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2017, 49(10): 45-52. (in Chinese)

[28] 覃燕华,朱清华,邵松. 共轴双旋翼悬停地面效应气动特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(2): 266-274.
QIN Yanhua, ZHU Qinghua, SHAO Song. Aerodynamic characteristics analysis for hovering coaxial rotors in ground effect[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 47(2): 266-274. (in Chinese)

[29] KLINE S J, MCCLINTOCK F A. Describing uncertainties in single-sample experiments[J]. Mechanical Engineering, 1953, 75(1): 3-8.

(编辑:李岩梅、张 雪)