

文章编号 1004-924X(2021)09-2140-09

共轴双旋翼系统的气动特性分析及试验

李 海^{1,2}, 贾宏光^{1,3*}, 陈在斌^{1,2}

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院大学, 北京 100049;

3. 长光卫星技术有限公司, 吉林 长春 130000)

摘要:基于动量叶素理论明确了旋翼的入流分布情况,建立了适用于共轴双旋翼的气动计算模型,通过所研制的气动试验平台对共轴双旋翼的气动特性(拉力、扭矩及功耗)进行了测试,着重分析了悬停状态下旋翼转速及间距的变化对系统气动性能的影响,探索最优的气动布局。实验结果表明:共轴双旋翼系统中旋翼间距的变化对总拉力的影响并不显著,但是下旋翼产生的拉力明显小于上旋翼,系统中下旋翼仅提供了 43.8%~45.1% 的拉力,适当增大下旋翼桨距和扭转角等参数有助于提高系统的整体性能;下旋翼的存在极大抑制上旋翼尾流的收缩,上旋翼尾流收缩的实际边界面积比理想边界增加了 15% 左右;当双桨间距为 0.40R 时,下旋翼产生的拉力最大,系统净扭矩最小,气动布局最优。

关键词:共轴双旋翼;计算模型;旋翼间距;气动特性

中图分类号:TP212.3 文献标识码:A doi:10.37188/OPE.20212909.2140

Analysis and experiment on aerodynamic characteristics of coaxial rotor system

LI Hai^{1,2}, JIA Hong-guang^{1,3*}, CHEN Zai-bin^{1,2}

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*

2. *University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;*

3. *Chang Guang Satellite Technology LTD., Changchun 130000, China)*

* *Corresponding author, E-mail: jiahongguang@charmingglobe.com*

Abstract: Based on the Blade Element Momentum Theory (BEMT), the inflow distribution of the rotor of a coaxial rotor system was determined and the aerodynamic model for these coaxial rotors was established in this study. Next, the aerodynamic characteristics (thrust, torque and power consumption) of the coaxial rotor system were measured and verified by the designed test platform. To explore the optimal aerodynamic layout, the influence of varying the rotor spacing on the system performance in a hover at different rotor speeds was emphatically analyzed. The results show that varying the rotor spacing has no significant effect on the total thrust in the coaxial system, however, the lower rotor produces a smaller thrust than the upper rotor, which is approximately 43.8%-45.1% of the total thrust. In conclusion, improving the collective pitch and blade twist angles of the lower rotor aids in enhancing the aerodynamic performance

收稿日期:2021-03-05;修订日期:2021-04-14.

基金项目:吉林省重大科技攻关项目(No. 20170201006GX)

in the coaxial rotor system. Moreover, the area of the actual wake boundary of the upper rotor is approximately 15% larger than that of the theoretical boundary as the lower rotor greatly restrains the contraction of the upper rotor's wake. In addition, the aerodynamic layout is optimal when the rotor spacing is $0.40R$ owing to the largest thrust produced by the lower rotor and the lowest net torque.

Key words: coaxial rotor; calculation model; rotor spacing; aerodynamic characteristics

1 引言

近年来,小型旋翼无人机凭借其机动灵活、垂直起降和悬停飞行的能力,在农业植保、地质勘探、电力巡检和航拍测绘等方面有着广泛的应用^[1-6]。涵道共轴双旋翼无人机相比于常规的旋翼飞行器具有其独特的优势。具体表现为:它采用共轴反向旋转的双桨构型,上下旋翼产生的反扭矩相互抵消,无需传统的尾桨或固定导流板来平衡扭矩,可以减小前飞阻力并且飞行器的结构也更加紧凑;涵道可以看作是一个环形机翼,包裹整个旋翼系统,旋翼的吸流作用在涵道唇口产生绕流,形成低压区,因此涵道可以提供一部分的附加升力,同时涵道的存在还能够抑制桨尖涡的形成,降低尾流的能量损失,在功耗相同的情况下产生更大的拉力,提高整机的气动效率;此外,涵道对高速转动的桨叶不仅起到了一定的保护作用,还能显著降低气动噪声,隐蔽性更好。因此,涵道共轴双旋翼无人机在军用、民用领域内受到了越来越多的重视。

共轴双旋翼作为涵道共轴双旋翼无人机的主升力系统,深入分析其气动特性是优化提高整个飞行器性能的基础。目前,从滑流理论到涡流模型,从CFD数值模拟到风洞实验等^[7-11],国内外学者对共轴双旋翼的流场特性进行了大量研究,已经明确了其拉力形成的机理。雷瑶等利用气动试验台对工作在低雷诺数下的小型共轴双旋翼单元的拉力、功耗等进行了实验测量,结合数值模拟分析了不同布局对其气动性能的影响^[12-13]。王强等通过自由尾迹和二阶升力线法建立了共轴双旋翼气动模型,主要分析旋翼的几何参数对其悬停性能的影响并进行了优化处理^[14]。Ramasamy发现共轴双旋翼系统中下旋翼随着间距的变小会产生更大的拉力,并且当间距

$Z > 0.15D$ 时,系统性能不受旋翼间距的影响^[15]。然而,对于共轴双旋翼系统中两旋翼之间的气动干扰情况研究却较少,并没有进行量化分析,尤其是不同间距条件下,下旋翼对上旋翼尾流收缩的影响程度。本文利用动量叶素理论深入分析了旋翼入流情况,建立了共轴双旋翼的气动模型,并以此为基础提出了涵道共轴双旋翼的载荷计算方法。在无人机的初步设计阶段,通过理论模型可以较为快捷地计算出相关气动载荷,并以此来评估涵道共轴双旋翼飞行器的可行性。此外,通过搭建多功能气动测试试验平台,对共轴双旋翼的全尺寸等比模型进行了一系列试验,得到了单旋翼拉力与转速之间的关系,与理论计算值进行对比验证并修正模型;测量了悬停状态下共轴双旋翼系统的拉力、扭矩等数据,探索不同转速下间距的变化对系统气动性能的影响。

2 飞行器模型和气动建模

2.1 涵道共轴双旋翼无人机模型

涵道共轴双旋翼无人机由上下中心体、涵道机身、共轴双旋翼、控制舵片以及起落架等部分构成,其样机模型(涵道局部剖视)如图1所示,涵道以及旋翼的详细设计参数如表1所示。

本文只针对涵道共轴双旋翼无人机的主升力系统即共轴双旋翼的气动特性进行分析研究,主要包括理论建模和试验测量两方面。

2.2 共轴双旋翼气动模型

共轴双桨作为涵道共轴双旋翼飞行器的主要升力系统,其动量叶素理论建模是整机气动载荷计算的基础。共轴双旋翼可以看成是两个单旋翼轴向叠加而成,且转动方向相反,反扭矩相互抵消,其入流模型如图2所示,上旋翼的收缩尾流构成下旋翼的入流。

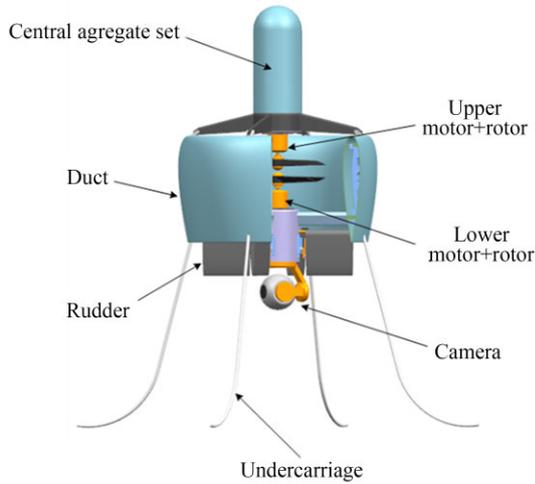


图 1 涵道共轴双旋翼无人机模型

Fig. 1 Prototype model of ducted coaxial rotor unmanned aerial vehicle(UAV)

表 1 涵道和旋翼设计参数

Tab. 1 Geometry parameters of duct and rotor

Parameter	Value
Duct airfoil	NACA0018
Duct inner diameter	386 mm
Duct chord	260 mm
Duct lip radius	3.5 mm
Rotor airfoil	NACA4415
Rotor diameter	380 mm
Rotor average chord	30 mm
Rotor No. of blades	3
Rotor hub diameter	30 mm
Rotor blade angle at tip	10 deg
Rotor blade twist angle	-20 deg
Rotor solidity	0.15

根据动量理论可知,单旋翼桨盘平面上圆环 d_r 所产生的拉力等于流经该圆环的空气质量流量 dm 乘以两倍的旋翼诱导速度,即:

$$dT = 2v_i \cdot dm = 4\rho\pi(V_0 + v_i)v_i r dr. \quad (1)$$

将式(1)无量纲化处理则得到拉力系数的微分表达式为:

$$dC_T = \frac{dT}{\rho\pi R^2 (R\Omega)^2} = 4 \frac{v_i}{R} \cdot \frac{V_0 + v_i}{R\Omega} \cdot \frac{r}{R} d\left(\frac{r}{R}\right) = 4 \bar{v}_i (\bar{V}_0 + \bar{v}_i) \bar{r} d\bar{r}. \quad (2)$$

根据叶素理论可知,桨盘圆环产生的拉力公式为:

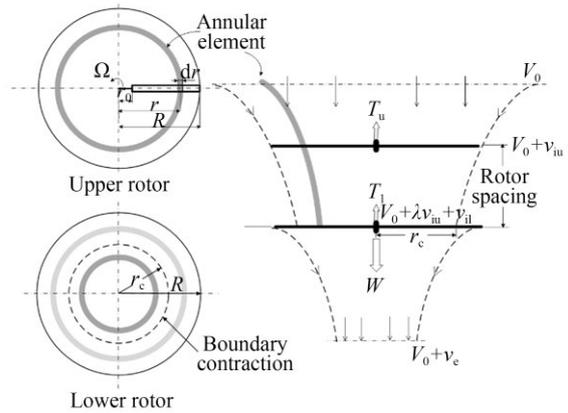


图 2 共轴双旋翼入流模型

Fig. 2 Flow model of coaxial rotor system

$$dC_T = \frac{1}{2} \sigma a_s (\varphi - \theta) \bar{r}^2 d\bar{r} = \frac{1}{2} \sigma a_s [\varphi \bar{r}^2 - (\bar{V}_0 + \bar{v}_i) \bar{r}] d\bar{r}, \quad (3)$$

其中: V_0 为无穷远处来流速度, v_i 为旋翼的诱导速度, R 为旋翼半径, r 为叶素径向位置, r_0 为桨毂半径, Ω 为角速度, a_s 为桨叶翼型升力线斜率, φ 为桨距角, θ 为叶素剖面来流角, C_T 为升力系数。

BEMT 假设由动量理论和叶素理论推导所得桨盘圆环上的拉力相等,因此联立式(2)和式(3),解得关于旋翼诱导入流 \bar{v}_i 的径向分布^[16]:

$$\bar{v}_i = \sqrt{\left(\frac{\bar{V}_0}{2} + \frac{\sigma a_s}{16}\right)^2 + \frac{\sigma a_s}{8} (\varphi \bar{r} - \bar{V}_0) - \left(\frac{\bar{V}_0}{2} + \frac{\sigma a_s}{16}\right)}. \quad (4)$$

将旋翼入流沿桨叶半径积分就可得到单旋翼的拉力系数表达式:

$$C_T = \int_{r_0}^1 dC_T = 4 \int_{r_0}^1 \bar{v}_i (\bar{V}_0 + \bar{v}_i) \bar{r} d\bar{r}. \quad (5)$$

对于共轴双旋翼系统,上旋翼的尾流收缩并冲击下旋翼。假设滑流收缩面积为 A_c , 收缩半径为 r_c , 因此下旋翼桨盘可以分为内外两部分, 内部区域 ($r \leq r_c$) 受上旋翼下洗流的影响, 处于爬升状态, 根据空气质量守恒可知其爬升入流为:

$$\bar{v}_{cl} = \frac{A}{A_c} \cdot \frac{v_{iu}}{R\Omega_1} = \frac{R^2}{r_c^2} \cdot \frac{\Omega_u}{\Omega_1} \bar{v}_{iu} = \lambda \bar{v}_{iu}, \quad (6)$$

其中: A 为桨盘面积, λ 为引入的比例系数, \bar{v}_{iu} 为上旋翼诱导入流, 上下旋翼保持相同转速即 $\Omega_u = \Omega_1$ 。

根据式(4),并将入流替换成 $\bar{V}_0 + \lambda \bar{v}_{in}$ 可得下旋翼桨盘半径 $r \leq r_c$ 内的入流分布为:

$$\bar{V}_1 = \sqrt{\left(\frac{\bar{V}_0 + \lambda \bar{v}_{in}}{2} - \frac{\sigma a_s}{16}\right)^2 + \frac{\sigma a_s}{8} \varphi_1 \bar{r} - \left(\frac{\sigma a_s}{16} - \frac{\bar{V}_0 + \lambda \bar{v}_{in}}{2}\right)} \quad (7)$$

处于上旋翼滑流收缩面积之外的下旋翼区域不受其影响,即下旋翼桨盘半径 $r > r_c$ 时,其入流分布与上旋翼相同,即有:

$$\bar{V}_1 = \sqrt{\left(\frac{\bar{V}_0}{2} - \frac{\sigma a_s}{16}\right)^2 + \frac{\sigma a_s}{8} \varphi_1 \bar{r} - \left(\frac{\sigma a_s}{16} - \frac{\bar{V}_0}{2}\right)} \quad (8)$$

当下旋翼入流确定后,对桨盘内外两部分分别径向积分再相加即可得到下旋翼的拉力系数,即:

$$C_T = 4 \int_{r_0}^{r_1} \bar{V}_1 (\bar{V}_1 - (\bar{V}_0 + \lambda \bar{v}_i)) \bar{r} d\bar{r} + 4 \int_{r_c}^1 \bar{v}_i (\bar{V}_0 + \bar{v}_i) \bar{r} d\bar{r} \quad (9)$$

气动建模的过程中,假设上旋翼不受下旋翼的影响,故上旋翼入流分布可按照单旋翼的模型给出。上下两个旋翼气动力相加即为共轴双旋翼系统总的气动载荷。

3 试 验

试验设备主要包括:气动测试试验台、涵道全尺寸模型、三叶定距正反桨、直流无刷电机(Scorpion:SII-4020-420 KV)、电子调速器、拉压传感器(JLBM-1, $\pm 0.3\%$ F. S)、扭矩传感器(JNNT-1A, 0.1% F. S)、数字显示系统(XMT808-S)、接近式转速传感器以及数据采集处理系统等。气动测试原理及设备布置如图3所示。

气动测试试验台的主体大致可以分为内外两部分。内框架用以安装固定相应的测试部件(上下旋翼电机及涵道等),能够快速拆卸部件实现4种不同构型的测试需求,即单旋翼、共轴双旋翼、涵道单旋翼及涵道共轴双旋翼。本文主要针对孤立的共轴双旋翼系统进行了试验研究,采用

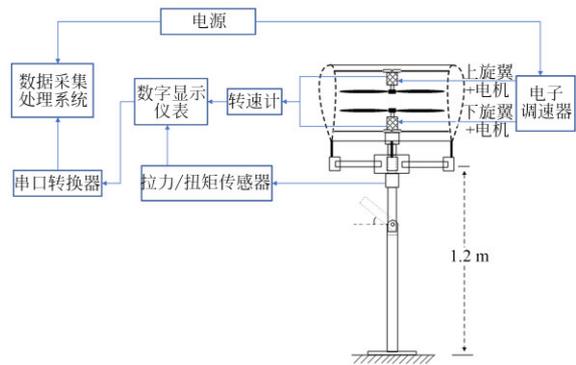


图 3 气动试验平台测试示意图

Fig. 3 Schematic diagram of aerodynamic experimental setup

滑轨结构便于试验过程中快速调节旋翼轴向位置和双桨间距等参数。外框架主要起到支撑的作用,确保整个待测试系统离地高度为 1.2 m,避免试验过程中地面效应的影响。拉力/扭矩传感器位于内外框架之间,用于测量系统产生的拉力和扭矩情况。通过两电机的电流、电压分别被数据采集系统记录,便于量化上下旋翼各自的功率消耗情况。铰链结构能使待测试部俯仰一定角度,实现模拟飞行器前飞状态的测试需求。

本试验主要研究悬停状态下旋翼转速和双桨间距等参数对系统气动性能的影响,分别对孤立单旋翼以及共轴双旋翼系统进行了相关测量。试验过程中,上下两旋翼电机始终保持相同转速反向旋转,转速的测量范围为 1 000~6 500 r/min,每隔 500 r/min 记录一次数值。此外,在保证两旋翼叶片不发生相互碰撞的前提下,所选择的双

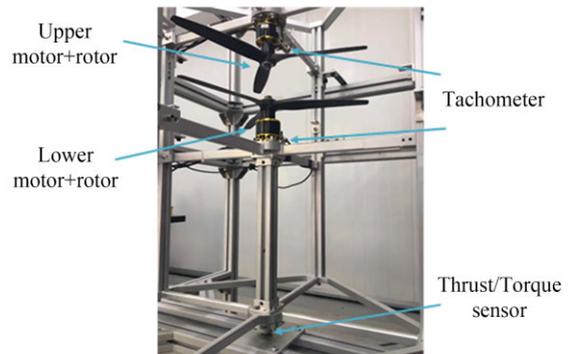


图 4 共轴双旋翼系统气动实验

Fig. 4 Aerodynamic test of coaxial rotor system

桨间距应该满足测量范围大且间距间隔小等条件,如此测试结果更加准确、可靠。本文对 9 组不同的间距状态进行了测量研究,双桨间距用与旋翼半径的比值表示,分别取为 $S=0.25R, 0.3R, 0.35R, 0.4R, 0.45R, 0.5R, 0.55R, 0.6R, 0.65R$ 。共轴双旋翼系统的试验布置情况如图 4 所示。

4 结果与分析

共轴双桨作为涵道共轴双旋翼无人机的主升力系统,对其不同转速下的气动特性进行测试分析,不仅有助于深入理解系统产生拉力的机理,探索双桨间距的变化对系统中上下旋翼拉力、扭矩等的影响,而且还可以为确定涵道本体结构对共轴双旋翼系统气动性能的影响提供参考。

优异的空中悬停性能是垂直起降的无人机有别于常规固定翼飞机的重要特征之一。为了衡量旋翼的气动性能,引入品质因子(Figure of Merit, FOM)的概念,又叫悬停效率,表示悬停时诱导功率与整机需用功率的比值,显然品质因子越大,飞行器的悬停气动效率越高。其计算公式如下:

$$\eta = \frac{C_T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2} C_P}, \quad (12)$$

其中: C_T 为拉力系数, C_P 为功率系数^[6,14,16],其定义如下:

$$C_T = \frac{T}{\rho \pi R^2 (R\Omega)^2}, \quad (13)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho \pi R^2 (R\Omega)^3} = \frac{Q}{\rho \pi R^5 \Omega^2}. \quad (14)$$

4.1 单旋翼气动性能分析与验证

本文首先对孤立的单旋翼拉力随转速的变化进行了测试研究,并与理论计算值对比,从而验证气动模型的可行性。如图 5 所示,单旋翼拉力随转速的增加而迅速变大,将实测数据进行拟合发现拉力与转速呈平方关系,其表达式为 $T = 8.722 \times 10^{-8} \Omega^2 - 3.491 \times 10^{-5} \Omega + 0.0127$ 。由于气动模型忽略了旋翼桨毂及电机的影响,理论

计算值略大于实测值,但是两者变化规律具有一致性,可见通过气动模型理论计算分析旋翼性能是可行的。此外,通过对比实验数据引入修正系数对气动模型加以修正,可为后续收缩边界计算提供准确模型。

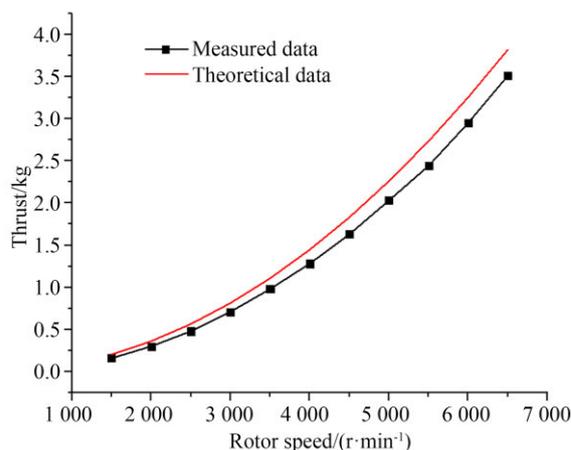


图 5 单旋翼拉力理论计算与实测数据对比

Fig. 5 Measured thrust of single rotor as compared to the theoretical calculation

4.2 共轴双旋翼气动特性分析

不同间距下共轴双旋翼系统的拉力随转速的变化关系如图 6 所示。由于转速测量范围的跨度大(1 000~6 500 r/min),相应地拉力幅值变化也很大。为了更清楚地显示各转速下拉力的变化情况,这里以不同间距下系统拉力的均值为基准绘制了拉力变化的百分比曲线。从图中可以看出:系统拉力随转速的变大而逐渐增加,相比

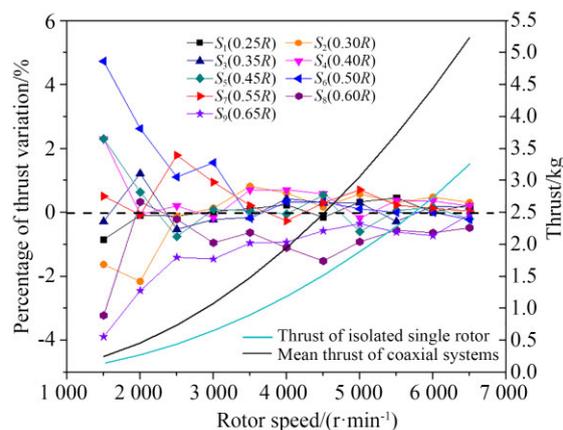


图 6 不同间距下拉力随转速的变化关系

Fig. 6 Thrust vs. rotor speed at various rotor spacings

于孤立的单旋翼其增长速度更快,但是却小于两倍的单旋翼拉力值,说明两旋翼之间存在气动干扰,造成一部分拉力损失;拉力变化的百分比整体呈收敛趋势,旋翼在低速时黏性效应明显,拉力波动较大,而高速转动时变化范围很小(不超过 1%),基本处于稳定状态,说明双桨间距的变化对共轴双旋翼系统总拉力的影响并不显著。

图 7 给出了共轴系统中下旋翼拉力分配比例随双桨间距变化的关系,可见下旋翼仅提供了 43.8%~45.1% 的系统拉力,相比于同状态下上旋翼所产生的拉力有明显的下降。这是由于共轴双旋翼系统中下旋翼受到上旋翼收缩尾流冲击的影响,下桨盘处诱导入流变大,叶素剖面来流角随之变大,从而导致桨叶的实际迎角减小,甚至部分区域会产生负升力,所以下旋翼产生的拉力要小于上旋翼。

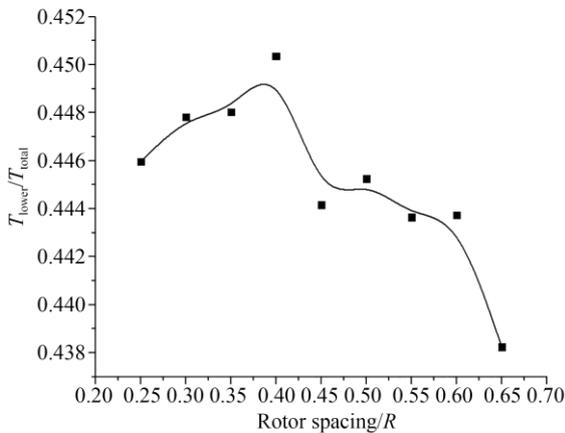


图 7 下旋翼拉力分配比例随间距变化的关系

Fig. 7 Variation of thrust sharing ratio with lower rotor spacing

试验过程中,上下两旋翼保持相同的速度反向旋转。为了研究不同间距下共轴双旋翼系统扭矩的抵消效果,本文通过所研制的气动测试平台测量了整个系统的净扭矩(设定上桨产生的反扭矩为正值,下桨为负值)。试验结果如图 8 所示,在高、低转速区各取 3 个典型的速度状态进行对比分析,整个系统的净扭矩并不为零,但是低速转动时,净扭矩很小,间距发生变化其波动幅度也很小;而高速时净扭矩有所增加且随间距变

大略微提高。显然,相同转速的工作条件下,两旋翼产生的反扭矩并没有完全抵消,整个系统会发生旋转,设计时可以通过尽量减小旋翼间距,适当增大下桨速度来实现平衡。

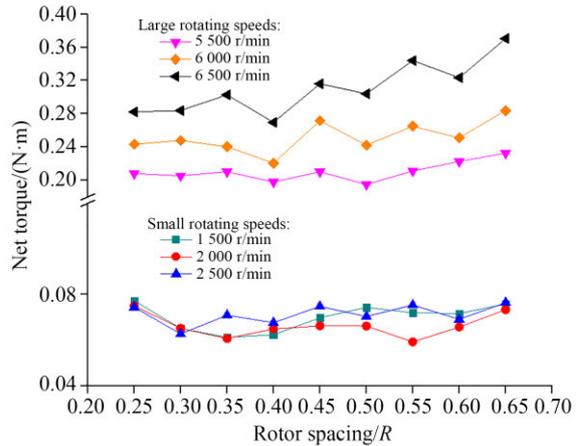


图 8 典型转速下共轴双旋翼系统净扭矩的变化

Fig. 8 Net torque of coaxial rotor system at typical rotor speeds

本文在对共轴双旋翼系统建立气动建模型的过程中假设上旋翼不受下旋翼的影响,因此可以认为上旋翼拉力不随间距的变化而变化。相同状态下共轴双旋翼系统的总拉力减去单旋翼拉力即为下旋翼的拉力试验值,然后通过修正后的模型可计算得到下旋翼受上旋翼尾流影响区域的等效收缩半径,将一系列不同间距下的等效半径值串联起来就是上旋翼实际的尾流收缩边界。在理想状态下,上旋翼的尾流充分发展,其收缩后的面积 A_c 仅为桨盘面积 A 的一半 ($A = 2A_c$)。根据涡流理论可以得到单旋翼尾流的理想边界 $\bar{r} \left(\bar{r} = \frac{r}{R} \right)$ 与桨盘间距 $\bar{h} \left(\bar{h} = \frac{h}{R} \right)$ 的变化曲线,其拟合关系式为^[17]:

$$\bar{r} = 0.025\bar{h}^6 - 0.197\bar{h}^5 + 0.637\bar{h}^4 - 1.113\bar{h}^3 + 1.168\bar{h}^2 - 0.773\bar{h} + 1. \quad (12)$$

为了探索共轴双旋翼系统中上旋翼是否受到下旋翼气流干扰的影响,图 9 给出了上旋翼收缩尾流在不同间距下的理想边界与实际边界情况(具体数值如表 2 所示)。经过对比发现,实际边界半径要远大于理想状态(不受下旋翼影响)。

根据不同间距下等效收缩半径的计算结果,绘制了共轴双旋翼系统中上旋翼尾流的实际边界及理想边界示意图,如图 10 所示。可以看出,在所测试的范围内($0.25R \sim 0.65R$),随着间距的变大,尾流收缩半径略微有所减小,也就是说对于共轴双旋翼系统,下旋翼的存在会极大地抑制上旋翼尾流的收缩,并且双桨间距变大,下旋翼受尾流影响区域的面积略微减小。

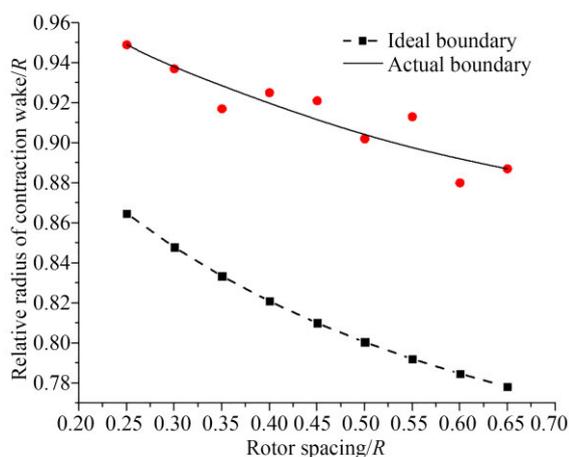


图 9 上旋翼尾流边界随间距变化的收缩情况

Fig. 9 Boundary of upper rotor's wake vs. rotor spacing

表 2 下旋翼受尾流影响区域的计算结果

Tab. 2 Calculation results of region of lower rotor affected by wake

Rotor spacing S/R	Equivalent radius \bar{r}_c	Ideal boundary \bar{r}
0.25	0.949	0.865
0.30	0.937	0.848
0.35	0.917	0.833
0.40	0.925	0.821
0.45	0.921	0.81
0.50	0.902	0.8
0.55	0.913	0.792
0.60	0.88	0.785
0.65	0.887	0.778

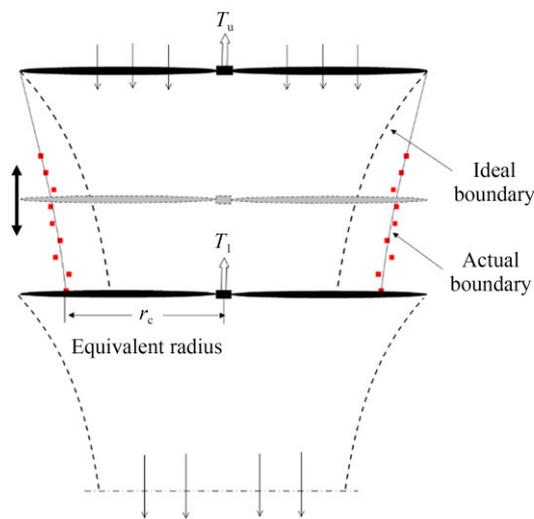


图 10 共轴双旋翼系统中旋翼滑流边界示意图

Fig. 10 Schematic diagram of slipstream boundary in coaxial rotor system

5 结 论

双桨间距的变化对共轴双旋翼系统总拉力的影响并不显著,但是会改变上下两旋翼之间的拉力分配关系,此外保证小的旋翼间距以及适当增大下桨速度有助于平衡整个系统扭矩。

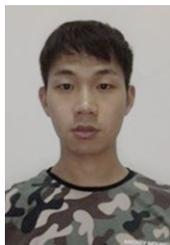
转速相同的情况下,共轴双旋翼系统中下旋翼所产生的拉力要小于上旋翼,主要是由于受上旋翼尾流冲击的影响,下旋翼的实际迎角减小,在飞行器设计阶段可以通过适当增大下旋翼叶片径向分布的桨距角等方法来提高其升阻特性,从而实现共轴双旋翼系统整体性能的提升。

共轴双旋翼系统中两旋翼之间的气动干扰是相互的,下旋翼的存在极大抑制了上旋翼尾流的收缩。实验结果表明:当双桨间距在所测的范围之内($0.25R \sim 0.65R$)变化时,下旋翼受上旋翼尾流影响区域的等效半径从 $0.949R$ 减小到 $0.887R$,上旋翼尾流收缩的实际边界面积比理想边界增加了 15%,且随旋翼间距的增大,下旋翼受尾流影响的区域面积略微减小。

参考文献:

- [1] 赵太飞, 李晗辰, 张港. 无人机巡检电力线放电的紫外探测及定位[J]. 光学精密工程, 2019, 27(11): 2296-2304.
ZHAO T F, LI H CH, ZHANG G. Ultraviolet detection and positioning method for unmanned aerial vehicle patrol of power line discharge [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2019, 27(11): 2296-2304. (in Chinese)
- [2] 周向阳, 朱军, 时延君. 轻小型无人机云台机电多目标优化[J]. 光学精密工程, 2018, 26(11): 2754-2763.
ZHOU X Y, ZHU J, SHI Y J. Multi-objective optimization on mechatronic system of a light and small pan-tilt system for unmanned aerial vehicle application [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2018, 26(11): 2754-2763. (in Chinese)
- [3] 杨璐鸿, 刘顺安, 刘佳琳, 等. 涵道共轴双旋翼前飞气动特性与试验优选设计[J]. 北京理工大学学报, 2015, 35(1): 48-52.
YANG L H, LIU SH AN, LIU J L, *et al.* Aerodynamic characteristics and test optimum design of ducted coaxial rotors in forward flight[J]. *Transactions of Beijing Institute of Technology*, 2015, 35(1): 48-52. (in Chinese)
- [4] 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, LÜ 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)
- [5] 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, 132.
YANG J M, DAI L ZH, CONG W. Aerodynamic characteristics of ducted co-axial rotor [J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2013, 33(3): 126-128, 132. (in Chinese)
- [6] 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.
- [7] YOON S, LEE HC, PULLIAM TP. Computational study of flow interactions in coaxial rotors [C]. In: *The AHS technical meeting on aeromechanics design for vertical lift, San Francisco, California*, January 20-22, 2016.
- [8] LEI Y, JI Y X, WANG C W, *et al.* Full-scale measurement on the aerodynamics of nonplanar rotor pairs in a hexacopter [J]. *Journal of Mechanisms and Robotics*, 2017, 9(6): 064502.
- [9] BENEDICT M, WINSLOW J, HASNAIN Z, *et al.* Experimental investigation of micro air vehicle scale helicopter rotor in hover [J]. *International Journal of Micro Air Vehicles*, 2015, 7(3): 231-255.
- [10] 朱正, 招启军, 李鹏. 悬停状态共轴刚性双旋翼非定常流动干扰机理[J]. 航空学报, 2016, 37(2): 568-578.
ZHU ZH, ZHAO Q J, LI P. Unsteady flow interaction mechanism of coaxial rigid rotors in hover [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(2): 568-578. (in Chinese)
- [11] JIANG Y N, LI H, JIA H G. Aerodynamics optimization of a ducted coaxial rotor in forward flight using orthogonal test design [J]. *Shock and Vibration*, 2018, 2018: 1-9.
- [12] LEI Y, BAI Y, XU Z J, *et al.* An experimental investigation on aerodynamic performance of a coaxial rotor system with different rotor spacing and wind speed [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2013, 44: 779-785.
- [13] LEI Y, JI Y X, WANG C W. Optimization of aerodynamic performance for co-axial rotors with different rotor spacings [J]. *International Journal of Micro Air Vehicles*, 2018, 10(4): 362-369.
- [14] 王强, 陈铭, 王保兵, 等. 旋翼几何参数对共轴双旋翼悬停性能的影响[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1434-1443.
WANG Q, CHEN M, WANG B B, *et al.* Effect of geometric parameters of rotor on hovering performance of coaxial rotor [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(6): 1434-1443. (in Chinese)
- [15] RAMASAMY M. Hover performance measurements toward understanding aerodynamic interfer-

- ence in coaxial, tandem, and tilt rotors[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2015, 60 (3): 1-17.
- [16] SINGH P, VENKATESAN C. Experimental performance evaluation of coaxial rotors for a micro aerial vehicle [J]. *Journal of Aircraft*, 2013, 50 (5): 1465-1480.
- [17] 高卓飞. 微型共轴双旋翼气动特性分析方法与实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- GAO ZH F. *Analytical Methods and Experimental Research on Micro Coaxial Rotor's Aerodynamic Performance*[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)

作者简介:

李 海(1987—),男,湖北襄阳人,博士研究生,2012年于华中科技大学获得学士学位,主要从事于无人机结构与气动特性分析的研究。E-mail:13080027307@163.com

通讯作者:

贾宏光(1971—),男,黑龙江五常人,研究员,博士生导师,1994年于哈尔滨工业大学获得学士学位,1997年于长春理工大学获得硕士学位,2000年于中科院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位,主要从事飞行器总体技术的研究。E-mail: jiahongguang@charmingglobe.com