

一种共轴式涵道风扇无人机的研制

苏运德*, 徐林程, 叶正寅

西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072

摘要: 研制了一种新型共轴式涵道风扇无人机, 这种无人机以涵道风扇系统为主体, 采用共轴式双桨克服转矩, 利用导流片实现姿态控制。应用CFD方法研究了无人机的气动性能, 并进行了试飞。CFD分析和试飞证实了共轴式涵道风扇技术在垂直起落无人机上应用的可行性。

关键词: 无人机; 垂直起落; 共轴式涵道风扇

中图分类号: V271.4+92

文献标识码: A

文章编号: 1007-5453 (2014) 03-0040-5

涵道风扇无人机是指以涵道风扇作为飞行动力的主要来源, 并将涵道风扇本身作为无人机主体, 具有垂直起降和悬停飞行能力的无人飞行器^[1]。同传统的固定翼无人机相比, 涵道无人机机动性能好, 可以在狭小空间内垂直起降; 同直升机相比, 同等功率消耗下, 涵道风扇较同直径的孤立螺旋桨, 产生更大的拉力, 而且结构更为紧凑, 前飞阻力小, 速度更高^[2-3]。此外, 涵道无人机螺旋桨噪声和发动机热辐射的传播都受到了涵道壁的阻挡, 噪音低, 隐蔽性好^[4]。涵道风扇无人机这些独特的优点使得其成为当今无人机开发领域中的热点。

目前, 国外对涵道风扇无人机的研制较为成熟, 许多类型的涵道风扇无人机已经研制成功并投入使用, 比如ISTAR^[5]。国内在对涵道风扇无人机的研究方面尚处于起步阶段。文献[1]对涵道风扇无人机进行了设计研究, 文献[3-4]研究了涵道风扇系统的气动特性, 哈尔滨工业大学等研制了TQ-01型涵道风扇无人机。

本文提出一种共轴式涵道风扇无人机设计方案, 并对该方案进行气动特性分析、加工制作和试飞, 以验证涵道风扇技术, 并为此类无人机的研制积累经验、提供借鉴思路。

1 总体设计

1.1 布局形式

涵道风扇无人机一般由3部分组成: 涵道主体、旋翼和尾

部导流片。其中, 涵道主要用于保护旋翼流场、装载和产生前缘拉力; 旋翼一般用于产生前向推力和姿态控制; 尾部导流片用于平衡旋翼转矩和姿态控制。不同设计方案的差异主要体现在转矩抵消方式、姿态控制方式等方面。此处设计中采用共轴式双桨来平衡转矩, 即使用两个共轴反转的旋翼来抵消转矩, 双旋翼之间采用中心体连接。尾部导流片则用于俯仰、滚转和偏航控制。

设计方案主要用于共轴式涵道风扇技术的验证和探索, 重点是实现垂直起落和悬停功能。因此, 在确定总体参数时并未考虑无人机的飞行性能指标。设计中尽量采用实验室已有的装置(电机、电池和控制系统), 并力求减轻结构重量, 初始估算空机重量(也即起飞重量)为15kg。

1.2 部件设计

(1) 旋翼系统

旋翼系统由两片反转的螺旋桨和中心体组成。螺旋桨由电机驱动, 中心体用于安装电机和抵消两个桨的转矩。两片螺旋桨除桨距互为相反数之外, 其它参数完全相同。为简化设计和制作, 选用航模上常用的双叶定距桨。桨叶的直径由悬停状态确定, 悬停状态拉力计算公式^[6]:

$$T = (a\sqrt{\Delta DN})^{2/3} \quad (1)$$

式中: T 为桨叶拉力; $a = 75\sqrt{\pi\eta_0}/4$; η_0 为旋翼效率; D 为桨叶直径; N 为桨叶功率。

悬停状态下, 涵道风扇系统中螺旋桨可以提供约50%的

收稿日期: 2013-09-09; 录用日期: 2014-02-28

*通讯作者. Tel.: 15091157270 E-mail: feishesyd@163.com

引用格式: SU Yunde, XU Lincheng, YE Zhengyin. Development of a ducted coaxial rotor UAV[J]. Aeronautic Science and Technology, 2014, 25(03): 40-44. 苏运德, 徐林程, 叶正寅. 一种共轴式涵道风扇无人机的研制[J]. 航空科学技术, 2014, 25(03): 40-44.

拉力^[7]。计算表明,当螺旋桨桨尖与涵道壁的间距较大时,这一比例会有所增大。初步估算中假定双旋翼承担系统60%的拉力,考虑到双桨之间的气动干扰,取单个桨叶设计拉力为60N。计算可得。桨叶直径约为56cm。

(2) 涵道

一般要求涵道既具有较高的气动特性,又能提供足够的装载空间。涵道由涵道翼型绕中轴线旋转而成,涵道外形由涵道的内径和涵道翼型决定。涵道内壁和桨尖之间通常存在桨尖间隙。设计中,出于安全考虑,选择3.6%的大间隙比,涵道内径定为60cm。涵道翼型的选择是涵道设计的关键,这里选用的翼型是在文献[8]实验用涵道翼型的基础上修改得到的,具体是将该翼型直线段拉长(涵道翼型直线段的长度对悬停状态涵道风扇系统的气动力影响不大^[8])。为提供足够的装载空间,涵道翼型的最大厚度取为7.5cm,弦长定为85cm(直线段拉长20%)。

(3) 导流片

导流片是无人机的控制系统,位于涵道出口处。导流片分为4组,正交分布,每组导流片由两个相同的舵面组成。在初始设计中,要求无人机能够在10m/s的侧风下保持平衡,即要求导流片偏转能够克服侧风引起的俯仰力矩,该力矩计算公式^[9]为:

$$M = \rho \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} V l_{lp} \quad (2)$$

式中: T 为系统拉力; ρ 为空气密度; A 为涵道截面积; V 为侧风面积; l_{lp} 为唇口到无人机重心距离。

导流片舵面选用NACA0012翼型,根据相关的气动力计算公式和涵道尺寸参数,利用式(2)确定每组导流片舵面的弦长为15cm,展长为22cm,导流片气动中心到重心的距离为37cm。

图1给出了共轴式涵道风扇无人机的总体设计方案图。

2 气动性能分析

涵道风扇无人机的流场较为复杂,这里通过计算流体

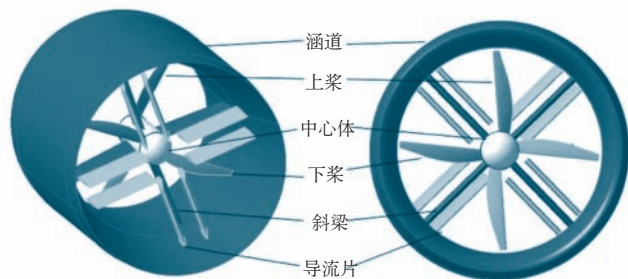


图1 共轴式涵道风扇无人机的总体设计方案图

Fig.1 The general design scheme of one ducted coaxial rotor UAV

力学方法(CFD)研究共轴式涵道无人机的气动性能。当前,计算涵道风扇系统流场的CFD方法主要分为非定常模拟方法和基于动量源模型^[10]的定常模拟方法。非定常模拟方法需要较大的计算资源,在设计中使用较少。基于动量源模型的定常模拟方法是一种简化的计算方法,其通过时间平均将周期性的流动转化为“准定常流动”。具体而言,在这种方法中,螺旋桨被简化为一个桨盘平面,螺旋桨对气流的作用通过定义时均化的压差而被引入。这种方法尽管忽略了螺旋桨附近的细节流动特征,却能较好地模拟出涵道风扇系统的整体气动特性。此处即采用动量源方法来计算共轴式涵道风扇无人机在悬停状态下的气动特性。

悬停状态下,无人机的流场具有对称性,计算时仅选取计算域的1/2进行分析。计算模型的表面网格如图2所示。选择旋翼转速为5500rpm,这种情况对应电机的额定功率。图3为计算得到的对称面上的流线和速度云图。表1是无人机在悬停状态下各部件的拉力。

由表1可知,在悬停状态下,在5500rpm的转速时,无人机的总拉力为192.90N,远大于重力,可以满足垂直起降和悬

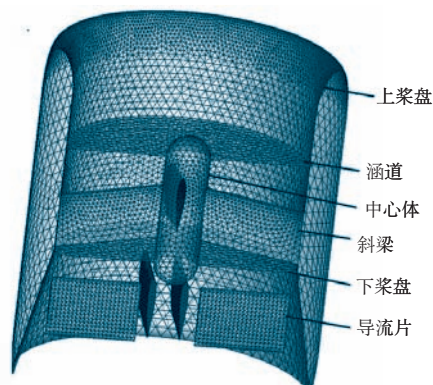


图2 计算模型的表面网格分布

Fig.2 Surface grid distribution of the computing model

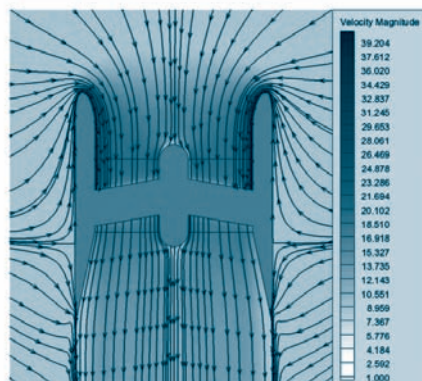


图3 对称面上的流线和速度云图

Fig.3 Streamlines and velocity contour diagram on the symmetry plane

表1 共轴式涵道无人机在悬停状态下的气动力
Table 1 Aerodynamics of ducted coaxial rotor UAV in hover condition

项目	拉力/N
涵道	97.22
上旋翼	46.42
下旋翼	51.57
总体	192.90

停要求。涵道拉力占系统总拉力的比值约为50%,这与涵道风扇系统典型的拉力分配关系一致,也说明CFD计算中采用的计算方法可靠。涵道拉力主要来源于唇口绕流形成的前缘低压区,如图3所示。

3 结构设计和制作

共轴式涵道风扇无人机气动外形复杂,各部件受力形式差异大,在做结构设计时需要因地制宜,根据不同部件的受力形式和外形要求确定设计方案,并尽量降低结构重量。这里主要选用航空层板、轻木等材料制作无人机。层板可以承受拉压和剪应力,主要用于传力;轻木主要用于维持外形,制作蒙皮。

3.1 涵道的结构设计和制作

涵道是无人机的主体部件。涵道上主要承受中心体传来的轴向和径向拉压力、唇口处的气动力(主要是轴向的前缘吸力)、导流片偏转引起的侧向力和力矩、载荷惯性力。必须设计合理的传力路径使得这些力能够相互平衡。

涵道主体结构如图4所示,由4层环肋和12片纵肋交织而成。环肋和纵肋的交织将整个涵道分割为36个窗格。每个窗格

都是一个小箱体,由肋板、蒙皮、小斜梁以及耳片构成。具体的窗格结构如图5所示。这样的盒式结构设计具有如下优点:

(1) 窗格方便装载载荷(如电池、电调等),简化了涵道与其它部件之间的接口设计。

(2) 盒式结构是一种优良的受载形式,可以承受较大的拉压以及弯剪扭载荷。

涵道前缘唇口是重要的气动部件,对外形比较敏感。通过吸塑加工生成唇口蒙皮可以保证高质量的唇口外形。

3.2 中心体的结构设计

中心体主要用于安装电机和抵消两个桨上的转矩。在设计时应注意保证电机的对心定位以及足够的刚度和强度以克服桨叶转矩。图6是中心体的结构图,圆筒状的盒式结构可以很好地传递扭矩,而电机的对心性则通过中心体的中心定位孔保证。中心体位于涵道轴线上,通过4根对称布置的斜梁与涵道相接。

3.3 导流片的结构设计

导流片位于涵道扩散段,用于姿态控制。相比于涵道和中心体,其受力形式简单,结构布局如图7所示。4组导流片对称布置在十字连杆上,在舵机的控制下,导流片可以绕连杆转动。十字连杆通过连接盒体与涵道窗格相接。

3.4 全机展示

图8和图9是加工制作完成之后得到的全机照片。整机的重量为14.4kg,满足设计目标。

4 试飞

4.1 简易室内测力试验

在试飞之前,对共轴式涵道风扇无人机进行了简易的

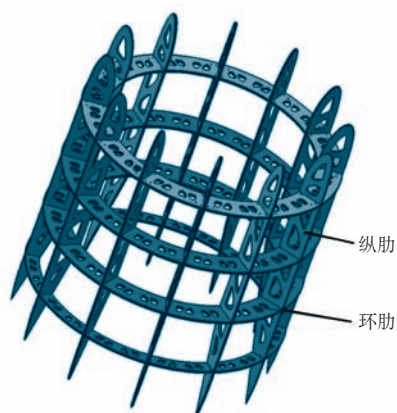


图4 涵道结构骨架图

Fig.4 Skeleton diagram of culvert structure

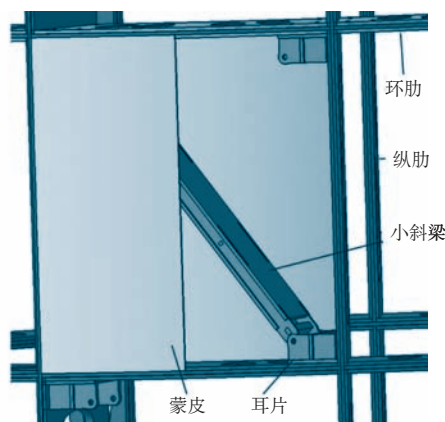


图5 涵道窗格结构设计图

Fig.5 Design diagram of culvert pane structure

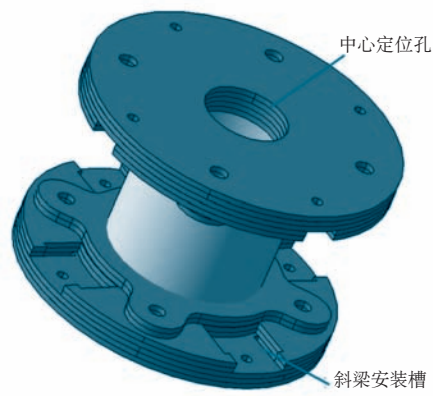


图6 中心体结构图

Fig.6 Structure diagram of the centrosome

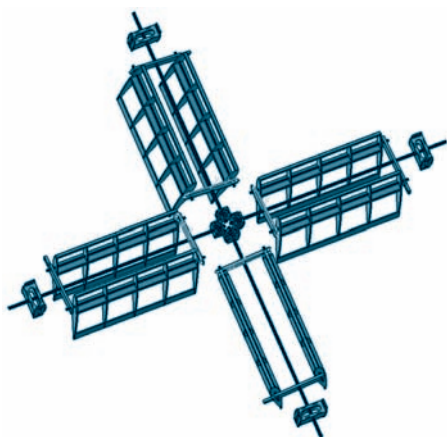


图7 导流片骨架设计图

Fig.7 Design diagram of flow deflector framework

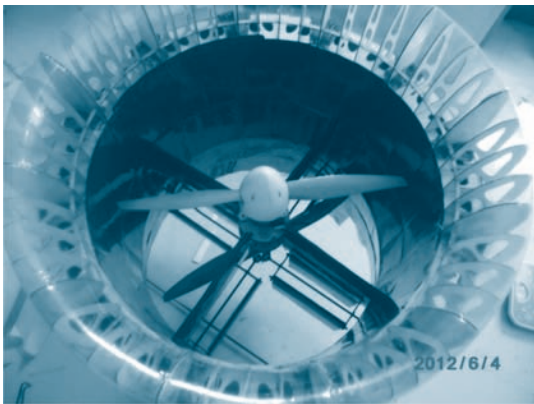


图8 共轴式涵道风扇无人机俯视图

Fig.8 Overlooking view of the coaxial ducted rotor UAV



图9 共轴式涵道风扇无人机侧视图

Fig.9 Side view of the coaxial ducted rotor UAV

天平测力试验。试验主要测量涵道风扇系统的拉力。图10是试验的测量结果，图中横轴是无量纲的输入电机功率（即输入功率/额定功率），纵轴为系统拉力。由图10可见，当电机功率为额定功率的90%时，无人机总推力可以与重力抵消；当

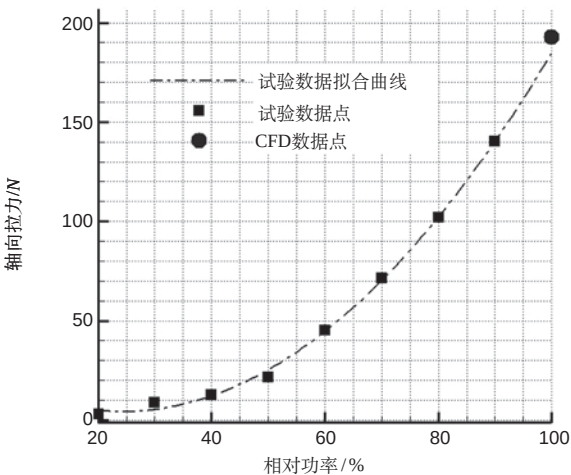


图10 简易测力试验结果

Fig.10 Simple force test results



图11 共轴式涵道风扇无人机的悬停试飞图

Fig.11 The photo of coaxial ducted rotor UAV in hovering flight

电机功率在额定值时，试验拟合值和CFD计算值较为吻合，相对偏差为4.2%。

4.2 室外试飞

室外试飞主要用于验证共轴式涵道风扇无人机的垂直起飞和悬停能力。图11是试飞中无人机在空中悬停的照片。试飞结果表明，无人机可以垂直起飞并能保持空中悬停，达到了初期的设计目标。

5 结束语

本文介绍了一种共轴式涵道风扇无人机的研制过程，具体涉及无人机的总体设计、气动性能分析、结构设计和制作以及试飞。气动性能分析和试飞证实了共轴式涵道风扇技术的可行性。这里的设计思路和方法可以为这类垂直起降无人机的研制提供借鉴。

参考文献

- [1] 龙利民. 涵道风扇无人机总体设计与研究[D]. 上海: 上海大学, 2008.
LONG Limin. General design and research of ducted rotor UAV[D]. Shanghai: Shanghai University, 2008. (in Chinese)
- [2] 李远伟, 奚伯齐, 伊国兴等. 小型涵道式无人机的研究进展[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2010, 42(5): 700-704.
LI Yuanwei, XI Boqi, YI Guoxing, et al. Research progress of small ducted rotor UAV[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2010, 42(5): 700-704. (in Chinese)
- [3] 王强. 涵道风扇无人机气动性能数值模拟[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008.
WANG Qiang. Aerodynamic performance numerical simulation for ducted rotor UAV[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)
- [4] 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 study on lift and drag characteristic of ducted rotor lift system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(2): 164-168. (in Chinese)
- [5] Lipera L, Jason D, Colboume, et al. The micro craft iSTAR Micro Air Vehicle: control system design and testing[C]. Proceedings of the American Helicopter Society 57th Annual Forum. AHS, 2001: 1998-2008.
- [6] 吕健. 垂直起落无人机总体方案设计与研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2001.
LV Jian. General conceptual design and research of VTOL UAS[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2001. (in Chinese)
- [7] Grunwald K J, Grunwald K W. Aerodynamic loads on an isolated shrouded-propeller configuration for angles of attack from -10° to 110° [R]. NASA TN D-995, 1962.
- [8] 叶坤, 叶正寅, 屈展. 涵道气动优化设计方法[J]. 航空动力学报, 2013, 28(2): 1828-1835.
YE Kun, YE Zhengyin, QU Zhan. Aerodynamic optimization design method of culvert[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(2): 1828-1835. (in Chinese)
- [9] Guerrero I, Londenberg K, Oelhausen P. A powered lift aerodynamic analysis for the design of ducted rotor UAVs[C]. 2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Systems, Technologies, and Operations. California: AIAA-2003-6567
- [10] Rajagopalan R G, Mathur S R. Three dimensional analysis of a rotor in forward flight[C]. AIAA 20th Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference, New York: AIAA-89-1815.

作者简介

苏运德(1990—) 男, 硕士。主要研究方向: 理论与计算流体力学。

Tel: 15091157270 E-mail: feishesyd@163.com

Development of a Ducted Coaxial Rotor UAV

SU Yunde*, XU Lincheng, YE Zhengyin

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: A novel ducted coaxial rotor UAV is developed. The ducted rotor system which utilizes the contra-rotating coaxial rotor to balance torque and uses the deflected rudder to control attitude is the main part of the UAV. The aerodynamic performance of the UAV is investigated through CFD methods and test flight is also conducted, which shows the feasibility of applying the ducted coaxial rotor technique in VTOL UAV.

Key Words: UAV; VTOL; ducted coaxial rotor

Received: 2013-09-09; Accepted: 2014-02-28

* Corresponding author. Tel: 15091157270 E-mail: feishesyd@163.com