

DOI: 10.19650/j.cnki.cjsi.J1905189

# 基于多旋翼无人机的正交式风压矢量分解测风法\*

侯天浩<sup>1,2</sup>, 行鸿彦<sup>1,2</sup>, 刘洋<sup>1,2</sup>

(1.南京信息工程大学 气象灾害预报预警与评估协同创新中心 南京 210044;  
2.南京信息工程大学 江苏省气象探测与信息处理重点实验室 南京 210044)

**摘要:**针对多旋翼无人机平台上的测风设备会受到旋翼扰流干扰的问题,基于伯努利方程提出了一种适用于多旋翼无人机的利用正交式风压矢量分解反演风速风向的算法,并通过设计感压腔的布局与结构进一步降低了旋翼扰流的影响。利用 Space claim 和 Meshing 软件建立测风模型,通过 Fluent 软件改变流场内气流的速度与方向,对该测风法在不同流场中进行了仿真研究。在实际测量中,当风速高于 2 m/s 时正交式风压矢量分解测风法的测风速误差均保持在 10% 以内,证明了该法可以有效降低旋翼扰流对测风的干扰,实现高精度测风。

**关键词:** 多旋翼无人机;测风;风压;流场;整流罩

中图分类号: TH765 文献标识码: A 国家标准学科分类代码:460.40

## Orthogonal wind pressure vector decomposition wind measurement method based on multi-rotor UAV

Hou Tianhao<sup>1,2</sup>, Xing Hongyan<sup>1,2</sup>, Liu Yang<sup>1,2</sup>

(1. Collaborative Innovation Center on Forecast and Evaluation of Meteorological Disasters, Nanjing University of Information Science & Technology, Nanjing 210044, China; 2. Jiangsu Key Laboratory of Meteorological Observation and Information Processing, Nanjing University of Information Science & Technology, Nanjing 210044, China)

**Abstract:** Aiming at the problem that wind measurement equipment on the multi-rotor unmanned aerial vehicle (UAV) platform suffers from the rotor-wing turbulent flow interference, based on Bernoulli's equation, an algorithm is proposed, which utilizes orthogonality type wind pressure vector decomposition to inverse wind speed and wind direction and is suitable to be applied in multi-rotor UAV. Through designing the layout and structure of the pressure sensing cavity, the impact of the rotor-wing turbulent flow is further decreased. The Space claim and Meshing software was utilized to establish the wind measurement model, and the Fluent software was used to change the speed and direction of the airflow in the flow field; the simulation study on the wind measurement method was carried out in different flow fields. During actual measurement, when the wind speed is higher than 2 m/s, the wind measurement error of the proposed orthogonal wind pressure vector decomposition wind measurement method is kept within 10%, which proves that the proposed method could effectively decrease the interference of the rotor-wing turbulent flow on wind measurement, and achieve high accuracy wind measurement.

**Keywords:** multi-rotor unmanned aerial vehicle(UAV); wind measurement; wind pressure; flow field; fairing

## 0 引 言

风向和风速作为气象要素的重要组成部分,其高精度探测方法一直是现代气象学的研究热点之一。因无人机具有航程长、鲁棒性高、飞行成本低等特点<sup>[1-3]</sup>,相对于传统气象探测方法可以更好的获得大气边界层的高分辨率水平、垂直和时间的气象数据<sup>[4-5]</sup>。早在二十世纪末,美国和澳大利亚就开始利用固定翼无人机进行气象要素的探测<sup>[6]</sup>。近年来多旋翼无人机技术飞速发展,因其具有更高的飞行灵活性和更少的飞行限制条件,受到气象探测任务的青睐。

通常情况下固定翼无人机所使用的测风方法主要为皮托管测风法<sup>[7]</sup>。皮托管测风法即在无人机飞行过程中利用皮托管测得空速,利用 GPS 测得地速,通过对这两种速度的解算进而获得实时风速<sup>[8-9]</sup>。但是,该方法在多旋翼无人机上应用时,无人机旋翼高速旋转产生的扰流场会对空速测量造成极大干扰,故无法获得高精度的风速、风向数据<sup>[10-11]</sup>。所以,现有的多旋翼无人机测风技术多是在无人机上部加装塔状超声波测风仪,以求远离无人机旋翼扰流的干扰,但是该方法依旧存在很大的缺陷,首先超声波测风仪的换能器在来流中会产生阴影效应从而对测量结果造成干扰<sup>[12]</sup>;其次,若塔状超声波测风仪高度不够,不足以远离无人机旋翼产生的气流,干扰依旧存在;若塔状超声波测风仪高度过高,则会影响无人机的气动特性,增加风阻,为飞行控制增加额外负担,从而影响无人机飞行状态的稳定性,反而对测风造成二次干扰。

针对多旋翼无人机旋翼扰流导致测风精度降低的问题,本文设计了一种适用于多旋翼无人机平台的基于正交式风压矢量分解的测风方法,通过互成 90° 设置在无人机周围的 4 个感压腔测得其在所在方向上的风压,然后通过伯努利方程反演出该方向上的风速,最后根据矢量分解原理解算出实时的风速与风向,根据实测结果,多旋翼无人机的正交式风压矢量分解测风法可以实现高精度测风。

## 1 测风原理分析

### 1.1 风压测风的基本原理

假设空气为理想的不可压缩流体,空气在运动的过程中,由于受到物体的阻挡使得气流的动能转换为压力势能。此时,依据经典流体力学伯努利方程可得风压和风速的关系<sup>[13]</sup>:

$$P = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (1)$$

由式(1)可以推出风速的计算公式为:

$$v = \sqrt{\frac{2P}{\rho}} \quad (2)$$

式中:  $v$  为风速;  $P$  为风压;  $\rho$  为空气密度。

### 1.2 基于多旋翼无人机平台的测风优化算法

针对多旋翼无人机平台,为更好的测量风压,本文设计了一种感压腔使得气流在感压腔内充分静止从而将其动能完全转化为压力势能。

在多旋翼无人机下部安装 4 个感压腔分别为  $A, B, C, D$  且互成 90° 分布组成正交阵列。在任意时刻都会有一个或者两个感压腔的入口处于来流中,只要建立好合适的坐标系(坐标系的轴沿着感压腔入口方向),便可以对风压进行正交合成与分解。因此,通过测量风压的分量即可反演出实时风压从而还原出实时风速和风向。

以平面直角坐标系为例,当感压腔所处平面与风速  $V$  平行时,感压腔在来流中的位置关系如图 1 所示( $OA$  与  $X$  轴重合,  $OB$  与  $Y$  轴重合)。

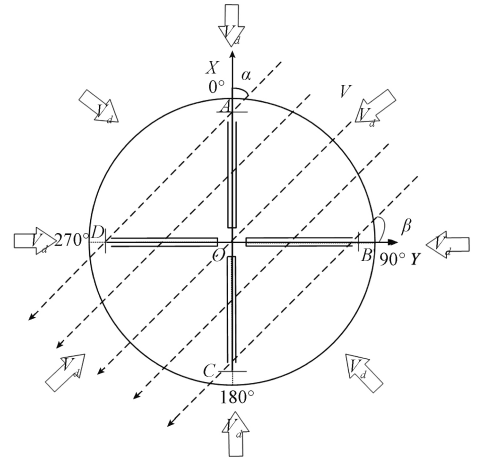


图 1 风压法测风原理

Fig.1 Schematic diagram of wind measurement principle with wind pressure method

此时,感压腔  $A$  和  $B$  所测得的风压分别为  $P_A, P_B$ ;  $AO$  方向的水平风压为  $P_{AO}$ ,  $BO$  方向的水平风压  $P_{BO}$ 。此时,  $P_{AO} = P_A$ ;  $P_{BO} = P_B$ 。

即可得到风向角:

$$\alpha = \arctan \frac{P_{BO}}{P_{AO}} \quad (3)$$

当  $P_{AO}$  等于 0 Pa 时为特殊情况,此时风向可视为  $Y$  轴平行,即  $\alpha = 90^\circ$ 。

实时风压为:

$$P = \sqrt{P_{AO}^2 + P_{BO}^2} \quad (4)$$

联立式(2)和(4)即可得到实时风速  $V$ 。

$$V = \sqrt{\frac{2\sqrt{P_{AO}^2 + P_{BO}^2}}{\rho}} \quad (5)$$

在实际测量中,多旋翼无人机在来流中为保持悬停姿

态,机体会产生一定的俯仰角  $\theta$  和翻滚角  $\Phi$ ,如图2所示。

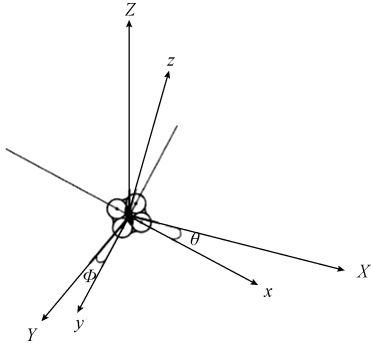


图2 地面坐标系与机体坐标系

Fig.2 Ground coordinate system and airframe coordinate system

图2中,坐标系XYZ为地面坐标系,坐标系xyz为机体坐标系。结合图1,AO方向的水平风压 $P_{AO}$ 和BO方向的水平风压 $P_{BO}$ 满足以下数学关系:

$$P_{AO} = \frac{P_A}{\cos\theta} \quad (6)$$

$$P_{BO} = \frac{P_B}{\cos\Phi} \quad (7)$$

式(6)和(7)中的俯仰角 $\theta$ 和翻滚角 $\Phi$ 的值均可由机载陀螺仪测得。

当该测风方法在无人机平台上使用时,必须考虑因旋翼高速旋转而在无人机周围产生的干扰气流 $V_d$ 。如图1所示,感压腔C和D所测得的风压分别为 $P_C$ 、 $P_D$ 。

假设由风速为 $V_d$ 的干扰气流产生的风压为 $P_d$ 。此时, $P_A = P_{AO} + P_d$ ;  $P_B = P_{BO} + P_d$ ;  $P_C = P_D = P_d$ 。将该关系带入式(3)~(7)中即可得到利用压差修正的风速、风压公式。

$$V = \sqrt{\frac{2 \sqrt{\left(\frac{P_A - P_C}{\cos\theta}\right)^2 + \left(\frac{P_B - P_D}{\cos\Phi}\right)^2}}{\rho}} \quad (8)$$

$$\alpha = \arctan \frac{(P_B - P_D) \cos\theta}{(P_A - P_C) \cos\Phi} \quad (9)$$

当 $P_A - P_C = 0$  Pa时,可视为风向与Y轴平行,此时若 $P_B - P_D > 0$  则 $\alpha = 90^\circ$ ,若 $P_B - P_D < 0$  则 $\alpha = 270^\circ$ 。

## 2 流场仿真分析

为减小旋翼扰流对测风设备的干扰,更好的分析其流体的特征,利用ANSYS的有限元分析法,把四旋翼无人机周围连续场内的介质(空气)离散化成有限个单元格,并用简单的代数方程对其进行描述,将所有代数方程组合后形成的大型代数方程组即可近似的描述整个连续场。通过对该代数方程组进行求解,进而完成对无人机

周围连续场的模拟<sup>[14]</sup>。

### 2.1 四旋翼无人机模型建立

以常用的9047四旋翼无人机桨叶(直径22.86 cm,螺距11.938 cm)为例,对四旋翼无人机在间距比(相邻两旋翼中心距离与旋翼直径之比)为1.1,轴距为250 mm的情况下进行流场分析。在Space Claim软件中建立四旋翼无人机机体模型,将其导入Meshing软件进行四面体网格划分。无人机旋翼模型如图3所示。

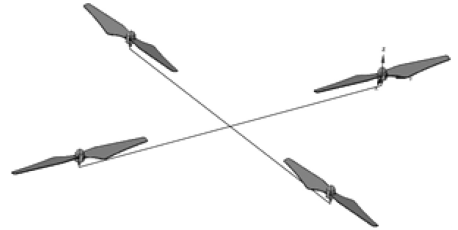


图3 无人机旋翼模型

Fig.3 UAV rotor model

### 2.2 湍流计算方法

对于连续空气流场在Fluent软件中可定义为不可压缩的非定常牛顿流场。当流体高速流动时局部会产生湍流,湍流的流体情况与周围层流大不一样,因此,若要完成对流场的精确模拟就必须附加湍流方程。本文采用的是从经典的N-S方程中推导出的标准 $k-\varepsilon$ 双方程模型,通过计算速度和长度尺度两个变量来完成对连续场的求解。标准 $k-\varepsilon$ 模型的湍流动能方程 $k$ 为<sup>[15-17]</sup>:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k \mu_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (10)$$

扩散方程 $e$ 为:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon \mu_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k\varepsilon}} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \quad (11)$$

式中: $G_k$ 表示由层流速度梯度而产生的湍流动能; $G_b$ 是由浮力产生的湍流动能; $Y_M$ 是在可压缩湍流中;过渡的扩散产生的波动; $C_{1\varepsilon}$ 、 $C_{2\varepsilon}$ 、 $C_{3\varepsilon}$ 为经验常量; $\sigma_k$ 和 $\sigma_\varepsilon$ 是 $k$ 方程和 $e$ 方程的湍流普朗特数; $\mu_i$ 为层流粘性系数, $\mu_t$ 为湍流粘性系数,二者的关系如下:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (12)$$

其中 $C_\mu$ 为湍流常数<sup>[18]</sup>。

### 2.3 多旋翼无人机流场分析

将所建立的无人机模型导入Fluent软件,设定 $k-\varepsilon$ 湍流模型完成无人机在空气密度 $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ ,旋翼转速为11 000 rpm悬停状态下的流体仿真。

1) 无人机静风悬停流场分析

当环境风速设置为 0 m/s 时,四旋翼无人机周围流场流速的矢量图如图 4 所示。图 4 中的箭头和灰度代表气流在该位置的流速与方向。无人机的旋翼通过高速旋转,将上方空气吸入后从下方排出。因为旋翼上方的空气被旋翼吸入后可以快速从周围得到补充,所以扰流在近机体区域内范围较大但流速较慢,流场在此处形成了一个弱扰流区,(现有机载超声波测风仪安装位置)。而旋翼正下方气流有着很强的方向性,故扰流在近机体区域内范围小但流速高,因此机体下部的流场为强扰流区。

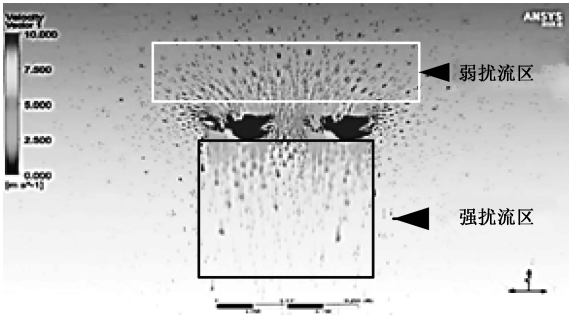
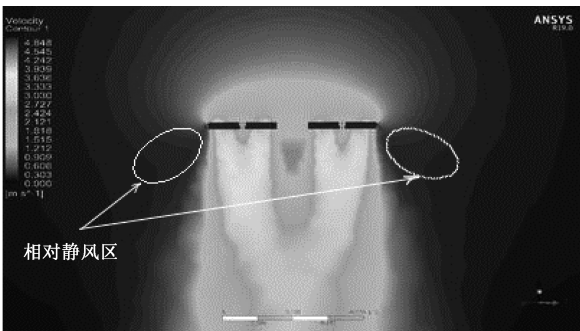


图 4 无人机悬停风场速度矢量图

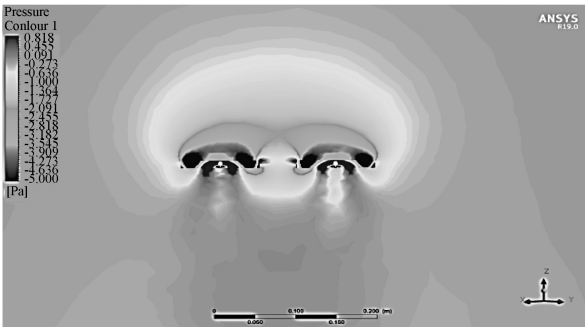
Fig.4 Speed vector diagram of UAV hovering wind field

无人机悬停风场云图如图 5 所示。



(a) 无人机悬停风场速度云图

(a) Speed contour of UAV hovering wind field



(b) 无人机悬停风场压力云图

(b) Pressure contour of UAV hovering wind field

图 5 无人机悬停风场云图

Fig.5 Contours of UAV hovering wind field

图 5(a)和(b)可以看出在上部扰流与下部扰流交接区域的外侧,扰流流速急剧减小,扰流所产生的风压从内向外也在快速衰减,形成一个相对静风区。

2) 无人机搭载感压腔在静风中的仿真分析

在无人机机体周围存在一个相对静风区,考虑在相对静风区中扰流强度较小,可将感压腔设置在此处,以增加测风精度。

感压腔为 4 根长为 60 mm,内径为 3 mm,壁厚为 1.5 mm 的硬质非弹性单端开口的空腔。将两组感压腔分别置于无人机的相对静风区和无人机上部的弱扰流区后(两组感压腔与无人机桨叶距离相等),对该模型进行流体仿真,以验证相对静风区的抗扰流效果,其结果如图 6 所示。

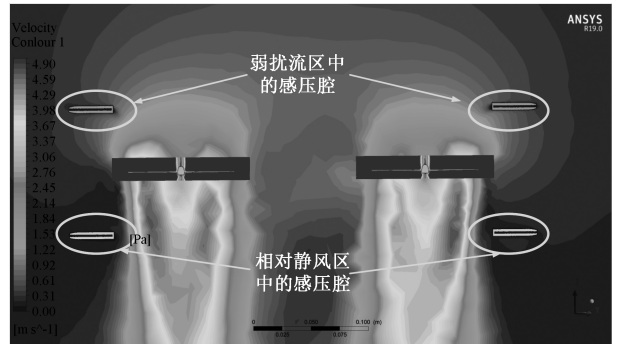


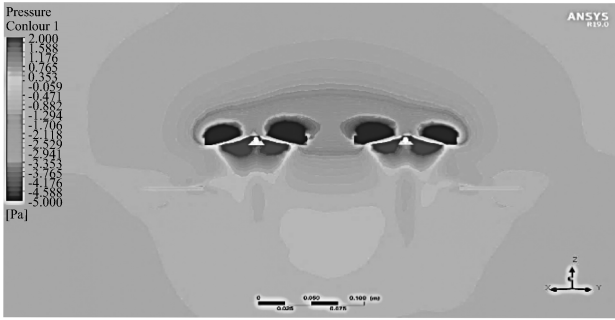
图 6 弱扰流区与相对静风区中感压腔受干扰情况

Fig.6 The disturbance experienced by the pressure sensing cavity in the weak turbulent flow region and the relative static wind region

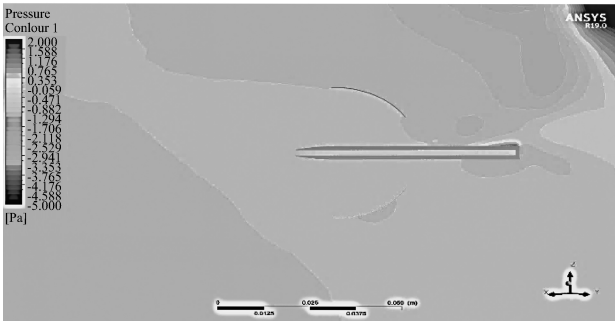
图 6 中可明显看出,机体上部的感压腔仍处于扰流中,而机体下部的感压腔处于静流场中。且由式(8)可知,当无人机水平悬停在静风中,对位感压腔的压差应为 0 Pa。但在图 6 中,由于受旋翼扰流的影响,两组对位感压腔都出现了压差,弱扰流区中的对位压差为 0.147 Pa,会产生 0.49 m/s 的风速误差,而相对静风区中的对位压差为 0.017 5 Pa,仅可产生 0.17 m/s 的风速误差。因此将感压腔设置在相对静风区中可以显著提升其抗扰流性能。

但是该静风区空间较小,不足以容纳感压腔阵列,故本文使用了一种环状整流罩将感压腔与旋翼扰流隔开。图 7 所示为安装了整流罩的感压腔在静风下无人机悬停流场中的压力云图。整流罩外侧的风压为 1.362 Pa,而整流罩内侧的风压为 0.009 Pa 与远场风压一致。由此可见,整流罩能够有效的屏蔽扰流风压。

综上所述,将感压腔设置在相对静风区中,并在其周围安装整流罩,可消除大部分来自无人机旋翼的扰流以提高测风精度。



(a) 整流罩和感压腔在无人机悬停风场中的整体压力云图  
(a) Overall pressure contour of the fairing and pressure sensing cavity in UAV hovering wind field



(b) 整流罩和感压腔在无人机悬停风场中的局部压力云图  
(b) Local pressure contour of the fairing and pressure sensing cavity in UAV hovering wind field

图7 整流罩和感压腔在无人机悬停风场中的压力云图  
Fig.7 Pressure contours of fairing and pressure sensing cavity in UAV hovering wind field

3) 无人机搭载感压腔在来流中的仿真分析

将上述模型设置在从静风开始, 来流风速以 1 m/s 为一个间隔, 来流最大风速为 9 m/s 的环境内, 记录感压腔在正对风与 45°侧向风(即  $\alpha$  分别等于 0°和 45°)的腔内风压, 利用式(8)和(9)反演出风速和风向, 结果如表 1 所示。

表 1 不同风速下的测量数值

Table 1 The measurement values at different wind speeds

实际风速/ ( $m \cdot s^{-1}$ )	$\alpha = 0^\circ$		$\alpha / (^\circ)$
	反演风速/ $(m \cdot s^{-1})$	反演风速/ $(m \cdot s^{-1})$	
0.000	0.099	0.000	0.0
1.000	0.964	0.959	44.8
2.000	2.052	1.972	45.0
3.000	3.085	3.025	44.9
4.000	4.072	4.050	45.0
5.000	5.080	5.047	45.0
6.000	6.056	6.060	45.1
7.000	7.039	6.987	45.0
8.000	8.006	7.994	44.8
9.000	8.990	9.090	45.0

通过分析表 1 数据, 可发现风向反演结果均有较高精度, 误差均保持在  $\pm 0.2^\circ$  以内。通过计算反演风速与设定风速的相对误差。可绘制反演风速相对误差折线图如图 8 所示。

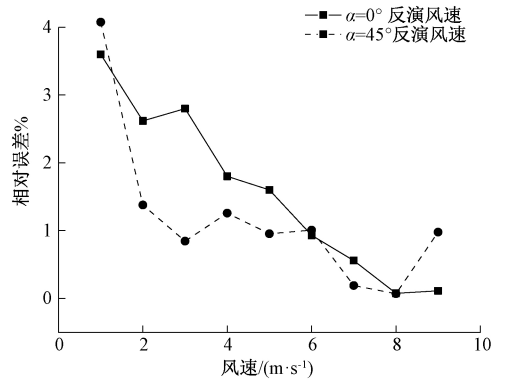


图 8 反演风速相对误差

Fig.8 Inversed wind speed relative error

由于风压与风速的平方成正比, 使得当设定风速较小时, 即使风压的测量值只出现微小的误差, 便会导致由其反演出的风速出现较大的误差。因此从图 8 可以看出, 相对误差折现总体呈现双曲线函数趋势, 与理论相符, 故此数据可信。

结合表 1 和图 8 可知, 风速反演结果误差均小于 0.08 m/s; 在  $\alpha = 0^\circ$  的正对风场中, 除设定风速为 1 m/s 时的反演结果相对误差为 3.6%, 其余反演结果相对误差均保持在 3% 以下; 在  $\alpha = 45^\circ$  的侧向风场中, 除设定风速为 1 m/s 时反演结果相对误差为 4.1%、设定风速为 2 m/s 时反演结果相对误差为 2.8%, 在其余风场中反演结果相对误差均保持在 1.4% 以下。

综合上述分析, 针对无人机平台的正交式风压矢量分解测风法在仿真环境下总体可以较为精准的反演出实时风速、风压, 但是在小风速下反演结果误差较大, 但仍可在可控范围。

3 实际测量效果

为实际测量, 本文在大疆御 Mavic2 无人机平台上利用感压腔与整流罩、微压差传感器、STM32f103 单片机构建了正交式风压矢量分解测风系统, 如图 9 所示。

在利用该系统测风时, 主要测量参数为风速值  $V$  和风向角  $\alpha$ 。测试时间分别选取在 2019 年 4 月 12 日 ~ 16 日的几个不同时间点, 测试地点位于南京市浦口区南京信息工程大学气象站, 标准数据由距地面 5 m 处的风速传感器和风向传感器采集; 由大疆御 Mavic2 无人机搭载正交式风压矢量分解测风系统在与风速传感



图 9 正交式风压矢量分解测风系统

Fig.9 Orthogonal wind pressure vector decomposition wind measurement system

器同高度且相距 10 m 的水平面上悬停飞行进行实验数据采集。实测结果如表 2~5 所示。

表 2 4 月 12 日上午 9:00 实测数据

Table 3 The actually measured data at 9:00 a.m. on April 12

数据	$V/(m \cdot s^{-1})$	$\alpha/(^{\circ})$
实测数据	3.52	21.0 SE
标准数据	3.34	21.2 SE
相对误差	5.4%	0.9%

表 3 4 月 12 日下午 15:00 实测数据

Table 4 The actually measured data at 15:00 a.m. on April 12

数据	$V/(m \cdot s^{-1})$	$\alpha/(^{\circ})$
实测数据	1.17	61.3 NE
标准数据	1.32	60.8 NE
相对误差	11.4%	0.8%

表 4 4 月 16 日上午 9:00 实测数据

Table 5 The actually measured data at 9:00 am on April 16

数据	$V/(m \cdot s^{-1})$	$\alpha/^{\circ}$
实测数据	5.54	2.2 NE
标准数据	5.78	2.2 NE
相对误差	4.1%	0%

表 5 4 月 16 日下午 15:00 实测数据

Table 6 The actually measured data at 15:00 p.m. on April 16

数据	$V/(m \cdot s^{-1})$	$\alpha/^{\circ}$
实测数据	1.71	74.7 SE
标准数据	1.87	73.1 SE
相对误差	8.6%	0.5%

根据表 2~5 可知,正交风压矢量分解测风系统的实

测数据和相对误差和仿真数据相比,虽然有所偏差,但仍在可控范围之内,故所得的实测数据较为可靠。

实测风向角与标准风向角的相对误差在所有采样时间中均保持在 1% 以下,测量精度满足需求。实测风速数据与实际数据相比普遍偏小,原因可能在于,自然界的空气介质在无人机周围的运动方向有一定的不确定性。背风的感压腔可能会受到局部气流的影响,在旋翼扰流风压与局部气流风压共同作用下,该感压腔所测得的风压可能比理论值大,根据式(8)可知,该影响会造成实测值小于实际值。

由表 3、表 5 可以看出在风速较低时,利用正交式风压矢量分解测风法所得实测风速数据与标准风速数据相比的相对误差较大,且均在 10% 左右;随着风速的升高,实测数据与标准数据的相对误差在逐渐降低,当风速达到 5.78 m/s 时,相对误差只有 4.1%,接近理论数据。该误差原因在 2.3 节已经分析,

综上所述,在实际测量中,正交式风压矢量分解测风法的实际测量结果与理论仿真结果接近,在无人机旋翼的扰流场中可以较为准确的采集实时风速、风向信息。

## 4 结 论

针对多旋翼无人机旋翼扰流会对测风精度产生干扰的问题,本文提出一种适用于多旋翼无人机平台的基于正交式风压矢量分解来反演二维风速、风向的测风的方法。该法使用互成 90° 分布的感压腔来测量无人机的外部风压,降低了因测风传感器之间的耦合作用而产生的干扰;通过同时测量一组反向的感压腔的压差可以纠正来自多旋翼无人机旋翼的扰流对风速测量的直接影响,可实现对风速、风向的高精度测量;同时,本文使用的整流罩亦可进一步减弱旋翼扰流对测风的干扰。通过实验验证,在多旋翼无人机平台上使用正交式风压矢量分解法在全风向下均有较高测风精度。

当然,正交式风压矢量分解法的测风精度还有很大的提升空间,在今后的运用中可以通过增加感压腔来增加风压来源从而提高测风精度。同时,针对在微风情况下(小于 2 m/s)的测风精度还存在的较大误差,如果能研究出预测无人机飞行姿态的算法从而对因无人机飞行姿态发生变化而产生的微风进行补偿,测风精度还将会有较大的提高。如何将补偿算法运用到风压测风系统,以减小实际环境中因无人机周围局部气流和无人机飞行姿态对测风的干扰,都有待于在接下来的工作中做进一步研究和实践。

## 参考文献

- [ 1 ] PENG, WANG ZH R, WANG D SH, et al. A study of vertical distribution patterns of PM2.5 concentrations based on ambient monitoring with unmanned aerial vehicles: A case in Hangzhou, China[J]. Atmospheric Environment, 2015, 123:357-369.
- [ 2 ] 王彦杰,周树道,朱国涛,等.基于转动状态的气象无人机测风方法[J].气象科学,2011,31(5):576-581.  
WANG Y J, ZHOU SH D, ZHU G T, et al. Meteorological UAV wind method based on the rotational state[J]. Journal of the Meteorological Sciences, 2011, 31(5):576-581.
- [ 3 ] 周树道,王彦杰,王敏,等.基于非惯性运动状态的气象无人机测风方法研究[J].传感技术学报,2011,24(1):155-158.  
ZHOU SH D, WANG Y J, WANG M, et al. Based on the non-inertial motion state meteorological UAV wind method[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2011,24(1):155-158.
- [ 4 ] WEGENER S, SCHOENUNG S, TOTAH J, et al. UAV autonomous operations for airborne science missions[C]. AIAA 3rd“Unmanned Unlimited” Technical Conference, Workshop and Exhibit,2004: 6416
- [ 5 ] 魏伟,叶鑫欣,王海霞,等.飞机测风资料在大气边界层研究中的应用[J].北京大学学报(自然科学版),2015,51(1):24-34.  
WEI W, YE X X, WANG H X, et al. Application of aircraft wind data in the study of atmospheric boundary layer [ J ]. Acta Scientiarum Naturalium Universitatis Pekinensis, 2015,51(1):24-34.
- [ 6 ] AXISA D, DEFELICE T P. Modern and prospective technologies for weather modification activities: A look at integrating unmanned aircraft systems [ J ]. Atmospheric Research, 2016, 178-179:114-124.
- [ 7 ] 郑刘,陈志敏.飞机机头气动补偿空速管的设计[J].航空学报,2011,32(7):1189-1194.  
ZHENG L, CHEN ZH M. Design of an aircraft nose aerodynamic compensation pitot-static tube [ J ]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2011, 32 ( 7 ): 1189-1194.
- [ 8 ] 金永奇,周树道,卫克晶,等.引入加速度的无人机皮托-静压管法测风模型[J].探测与控制学报,2012,34(6):72-75.  
JIN Y Q, ZHOU SH D, WEI K J, et al. Pitot-static tube on UAV of wind speed measuring model with acceleration[J]. Journal of Detection & Control, 2012, 34(6):72-75.
- [ 9 ] GAO Y H, ZHU F F, ZHANG Y, et al. Wind estimation for UAV Based on multi-sensor information fusion [ J ]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2015,32(1):42-47.
- [ 10 ] 沈奥,周树道,王敏,等.旋翼无人机大气探测设备布局仿真优化设计[J].计算机测量与控制,2018,26(2):165-169,174.  
SHEN AO, ZHOU SH D, WANG M. Simulation and optimization design of atmospheric detection equipment layout based on UAV [ J ]. Computer Measurement & Control,2018,26(2):165-169,174.
- [ 11 ] 王策,唐正飞,徐培,等.四旋翼无人机流场及气动干扰数值模拟研究[J].飞行力学,2018,36(4):83-87.  
WANG C, TANG ZH F, XU P, et al. Numerical simulation of flow field and aerodynamic interference of quad-rotor UAV [ J ]. Flight Dynamics, 2018, 36 ( 4 ): 83-87.
- [ 12 ] 行鸿彦,吴红军,徐伟,等.三维超声波换能器测风阵列研究[J].仪器仪表学报,2017,38(12):2943-2951.  
XING H Y, WU H J, XU W, et al. Study on ultrasonic transducer array for three-dimensional wind [ J ]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2017, 38 ( 12 ): 2943-2951.
- [ 13 ] WANG Y, ZHOU S, LI H, et al. Meteorological UAV pitot-static tube wind error source and sensitivity analysis [ C ]. International Conference on Remote Sensing,IEEE, 2011.
- [ 14 ] WANG S, QI X. The stability performance analysis of ducted fan UAV based on fluent [ C ]. International Conference on Electrical & Control Engineering, IEEE, 2011.
- [ 15 ] 黄思俞,魏茂金.气体流量对磁动式测氧仪影响的研究[J].电子测量与仪器学报,2013,27(12):1181-1187.  
HUANG S Y, WEI M J. Research on effect of gas-flow rate on magnetomotive oxygen detector [ J ]. Journal of Electronic Measurement and Instrument, 2013,27(12):1181-1187.

- [16] WANG S, QI X. The stability performance analysis of ducted fan UAV based on fluent [ C ]. International Conference on Electrical & Control Engineering, IEEE, 2011.
- [17] DOBSON D W, HOLLAND K T, CALANTONI J. Fast, large-scale, particle image velocimetry-based estimations of river surface velocity.[ J ]. Computers & Geosciences, 2014, 70(C):35-43.
- [18] 行鸿彦,魏佳佳,徐伟,等.超声波换能器测风阵列的改进设计[J].仪器仪表学报,2017,38(8):1988-1995.  
XING H Y, WEI J J, XU W, et al. Improved design of ultrasonic transducer array for wind measurement [ J ]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2017, 38(8): 1988-1995.

### 作者简介



侯天浩,2018年于南京工业大学浦江学院获得学士学位,现为南京信息工程大学硕士研究生,主要研究方向为仪器仪表技术、信号检测与处理。

E-mail:1016085596@qq.com

**Hou Tianhao** received his B. Sc. degree in 2018 from Pujiang Institute, Nanjing Tech University. Now, he is a M.Sc. candidate in Nanjing University of Information Science and Technology. His main research interests include instrumentation technology, signal detection and processing.



行鸿彦(通信作者),1983年于太原理工大学获得学士学位,1990年于吉林大学获得硕士学位,2003年于西安交通大学获得博士学位,现为南京信息工程大学教授、博士生导师,主要研究方向为气象仪器设计与计量,信号检测与处理等。

E-mail:xinghy@nuist.edu.cn

**Xing Hongyan** (Corresponding author) received his B.Sc. degree from Taiyuan University of Technology in 1983, M.Sc. degree from Jilin University in 1990 and Ph. D. degree from Xi'an Jiaotong University in 2003. Now, he is a professor and Ph. D. supervisor in Nanjing University of Information Science and Technology. His main research interests include design and metering of meteorological instruments, signal detection and processing.



刘洋,2018年于江苏大学京江学院获得学士学位,现为南京信息工程大学硕士研究生,主要研究方向为仪器仪表技术、信号检测与处理。

E-mail:948337210@qq.com

**Liu Yang** received her B. Sc. degree from Jingjiang College, Jiangsu University in 2018. Now, she is a M. Sc. candidate at Nanjing University of Information Science and Technology. Her main research interests include instrumentation technology, signal detection and processing.