

基于 CFD 仿真的多旋翼无人机风速测量研究

田静, 姜鹏瀚

(中国民航大学航空工程学院, 天津 300300)

摘要: 为解决多旋翼无人机(UAV, unmanned aerial vehicle)在风场测量过程中因机体外部扰动导致风速测量不准确的问题, 本文采用计算流体动力学(CFD, computational fluid dynamics)仿真方法, 分析 UAV 飞行过程中外部畸变流场对超声波风速仪测量结果的影响, 结果表明, UAV 搭载的超声波风速仪所测到的风速值偏大。将经过仿真分析获取的定量偏差值作为修订项引入风速计算公式中, 试验验证发现, 修正后的北向风速标准差相比未修正前由 0.844 6 降低到 0.309 3; 东向风速标准差相比未修正前由 0.664 9 降低到 0.470 2, 证实了本套测量系统提高了风场测量的准确性, 并为进一步研究 UAV 风速测量方法提供了参考。

关键词: 多旋翼无人机(UAV); 风速测量; 流场分析; 超声波风速仪; CFD 仿真

中图分类号: V279; V19 **文献标志码:** A **文章编号:** 1674-5590(2026)02-0081-07

Investigation of wind speed measurement for multi-rotor UAV based on CFD simulation

TIAN Jing, JIANG Penghan

(College of Aeronautical Engineering, CAUC, Tianjin 300300, China)

Abstract: To address the issue of inaccurate wind speed measurement caused by external disturbances during the wind field measurement process of multi-rotor unmanned aerial vehicle (UAV), computational fluid dynamics (CFD) simulation approach was employed to analyze the influence of the external distorted flow field generated during UAV flight on the measurement results of the ultrasonic anemometer. The results indicate that the wind speed values measured by the ultrasonic anemometer carried by the UAV were relatively high. Quantitative deviation values were derived from the simulations and incorporated as correction factors into the wind speed calculation formula. Experimental validation demonstrate that compared with the uncorrected wind speed values, the standard deviation of the corrected northbound wind speed is reduced from 0.844 6 to 0.309 3, while that of the eastbound wind speed decreased from 0.664 9 to 0.470 2. These results confirm that the measurement system improves the accuracy of wind field measurement and provides a reference for further research on UAV wind speed measurement methods.

Key words: multi-rotor unmanned aerial vehicle (UAV); wind speed measurement; flow field analysis; ultrasonic anemometer; computational fluid dynamics (CFD) simulation

随着无人机(UAV, unmanned aerial vehicle)技术的发展, 使用 UAV 搭载仪器和设备测量空气中各种参数(如温度和空气污染)的新型方法已经出现^[1], 基于 UAV 的风速测量方法也逐渐受到关注。传统的风速测量方法如风塔, 只能在特定位置使用^[2]。与传统方法相比, 基于 UAV 的风速测量方法具有成本低、灵活性好和面积连续探测等优势, 在风速测量领域具有广阔的应用前景^[3]。目前, 基于 UAV 的风速测量方

法主要包括固定翼 UAV 测量和多旋翼 UAV 测量。使用固定翼 UAV 进行风场测量主要使用风速测量探头, 在固定翼 UAV 测量完成后, 结合 UAV 姿态信息获取风场信息^[4-5]。然而, 固定翼 UAV 受限于飞行速度与飞行高度, 在山间、城市群等复杂环境下不能作业, 而多旋翼 UAV 具备悬停功能, 飞行方式更加灵活, 适合小范围风场测量。

多旋翼 UAV 的风速测量方法可分为 2 类, 基于

UAV 自身传感器或使用安装在 UAV 上的风速计。在基于 UAV 传感器的研究中,文献[6]提出了一种基于气动角的气象 UAV 风场测量和数据处理方法,基于空速、地速和风速的矢量三角形理论,引入 UAV 的迎角和侧滑角,补偿转弯过程的风速,计算得出实时的三维风速和风向。文献[7]提出一种基于 UAV 飞行参数的风场估算技术,使用 UAV 机载惯性导航系统、全球定位系统和大气数据系统记录的飞行参数,建立飞行动力学模型,通过构建无迹卡尔曼滤波器的方法估算风速分量。但这些方法在实际风场中的泛化能力和实时应用价值有限,且缺乏试验验证支持。文献[8]利用多旋翼 UAV 搭载二维超声风传感器进行 40 m 低空悬停测风试验,试验结果表明 UAV 搭载二维超声风传感器测风与同高度梯度塔静态测风结果时序性趋势吻合。文献[9-10]在六旋翼 UAV 上搭载超声波风速仪进行风洞试验,探究旋翼转动对 UAV 中心上方各高度处风场的影响以及不同风向角和机身倾斜对测量准确性的影响,并比较了风塔与 UAV 的风速测量结果,结果显示 2 种测量方法数据基本一致。文献[11]研究了多旋翼 UAV 搭载多孔压力探针的测风平台,不同海拔高度的飞行试验证明,通过悬停飞行平台可以实现平均风速与湍流强度的原位测量。目前的研究主要使用风洞测试和 UAV 与风塔之间的比较测试,此类研究多集中在实测对比,缺乏对测量误差来源的系统性建模和定量分析,尤其忽略了 UAV 自身扰动对风速仪数据的影响。

综上所述,对 UAV 外部流场进行仿真,将仿真所得误差量化并引入风速计算过程中,实现测量数据的系统性修正,可有效补充传统风速测量方法的不足。因此,本文搭建了一种配备超声波风速仪的六旋翼 UAV 风速测量系统,并对 UAV 风速测量系统进行了风场测量的可行性研究。首先,建立 UAV 风速测量系统的风速计算公式。其次,通过计算流体动力学(CFD,computational fluid dynamics)仿真分析不同来流速度和不同角度下机体外空间气流畸变趋势和影响。随后,进行了基于 UAV 风速测量系统的风场测量应用研究,获得了测量场地的风场数据,并对数据进行修正和分析。最后,通过仿真与实地风速对比试验相结合,验证了修正方法的有效性,显著降低了风速数据的标准差,提高了测量精度。

1 UAV 风速测量系统与测量方法

1.1 UAV 风速测量系统

本文中的 UAV 风速测量系统包括 1 台六旋翼

UAV、1 个超声波风速仪、1 个小型无线电收发器、1 台数据采集器和 1 台笔记本电脑,如图 1 所示。



图 1 UAV 风速测量系统

Fig.1 UAV wind speed measurement system

该六旋翼 UAV 型号为 FY-17,整体展开后尺寸为 1 620 mm × 1 620 mm × 530 mm,最大载荷为 15 kg,为配备风速仪及其他传感器提供了基本条件。其最大飞行控制距离为 5 km,飞行垂直误差为±0.5 m,水平误差为±0.5 m。此外,单次飞行时间为 30 min,最大飞行速度为 15 m/s,在±5°俯仰角范围内,可实现亚米级定位精度和优于 0.5 m/s 的速度控制精度。高稳定性和可靠性为获取高质量的风速数据提供了坚实基础。

风速仪选用 FT742-SM 固态超声波风速仪(简称 FT742-SM)作为风场观测核心设备,其主要技术参数如表 1 所示。

表 1 风速仪主要技术参数

Tab.1 Main technical parameters of the anemometer

参数类别	参数名称	参数值
风速测量	范围/(m·s ⁻¹)	0~75
	分辨率/(m·s ⁻¹)	0.1
	精度/(m·s ⁻¹)	±0.3
风向测量	范围/(°)	0~360
	传感器精度/(°)	±4
	分辨率/(°)	1
运行环境	温度范围/°C	-40~85
	湿度/%	0~100
	海拔/m	0~4 000

FT742-SM 采用创新的声学谐振腔设计,通过分析气流扰动引起的声学特性变化实现高精度风速和风向测量。FT742-SM 的采样频率为 1 Hz,与气象部门使用的风速仪采样频率一致。经过电路改装,FT742-SM 可以在操作过程中由 UAV 供电,并将数据实时传送到数据采集器。

1.2 风速测量方法

UAV 通过风速仪等传感器测得的风速是相对风速,也就是传感器相对于空气流动的速度。然而在实际应用中,风速则是定义在地球参考坐标系下的。因此,风速的测量包含了 2 个关键的参考系:风向相对于湍流探头的运动速度和湍流探头相对于地球的运行速度(地球坐标系)。风速 V 是风速仪测量的实时风

速 V_a 与风速仪相对于地球的速度 V_p 的矢量和^[2], 其计算公式可表示为

$$V = G(V_a + w_p r) + V_p \quad (1)$$

式中: w_p 为 UAV 的角速度, 由 UAV 自带的惯性导航系统提供; r 为风速仪与 UAV 旋转中心的三维位置; G 为旋转矩阵, 通过 UAV 的俯仰角 θ 、翻滚角 Φ 以及航向角 ψ 确定。

$$G = \begin{pmatrix} \cos \theta \cos \psi - \sin \phi \sin \theta \sin \psi & -\cos \theta \sin \psi - \sin \phi \sin \theta \cos \psi & -\sin \phi \cos \theta \\ \cos \theta \sin \psi & \cos \theta \cos \psi & -\sin \theta \\ \sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi & -\sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi & \cos \phi \cos \theta \end{pmatrix} \quad (2)$$

多旋翼 UAV 搭载额外的测风仪器可以直接测量风速、风向信息, 但该方法最主要的问题在于 UAV 飞行过程中机身外形引起的扰流对测风仪器存在干扰。其中来流风的风速、风向对风速仪测量结果均有不同程度的影响。因此, 本文通过 CFD 仿真分析 UAV 周围风场特性, 分析风速仪安装的最佳位置和在向来流风下所受到误差的大小, 并对风速仪所测量的风速、风向结果进行修正。对风速测量结果进行修正时引入测量误差因子 q , 即三维风速计算公式可表示为

$$V = G(qV_a + w_p r) + V_p \quad (3)$$

2 UAV 风速测量系统的外流场 CFD 仿真分析

2.1 几何模型和计算域

本文研究的多旋翼 UAV 为六旋翼 UAV, 其简化与预处理模型如图 2 所示, 机身采用一体化成型结构。在利用 CFD 仿真前, 首先对多旋翼 UAV 模型进行简化。由于 UAV 飞行过程中螺旋桨转动产生的气流远大于本身结构对外部气流的影响, 并且旋翼周围和机身下方受到旋翼气流的影响较大, 而机身上方受到的影响较小, 所以忽略旋翼转动引起的气流变化和脚架结构, 以主机体和旋翼臂为主要结构进行分析。本文设定的正六面体计算域左、右距离为 15 m, 上、下距离为 5 m, 内部为 UAV 整机, 外部长方体外壳为模拟的气流场, 如图 3 所示。可以认为计算域边界上的气流已经无限远, 不受 UAV 各部件的干扰。

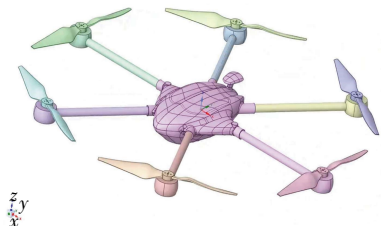


图 2 UAV 简化与预处理模型

Fig.2 Simplified and preprocessed model of UAV

UAV 的姿态通常通过这 3 个角度来描述: θ 描述 UAV 绕横轴(Y 轴)的旋转, 控制 UAV 的上下俯仰; Φ 描述 UAV 绕纵轴(X 轴)的旋转, 控制 UAV 的左右倾斜; ψ 描述 UAV 绕垂直轴(Z 轴)的旋转, 控制 UAV 的朝向。这些角度(即姿态)通过惯性导航系统获得。旋转矩阵是一个 3×3 的矩阵, 能够将一个坐标系中的向量转换到另一个坐标系中, 其计算公式可表示为

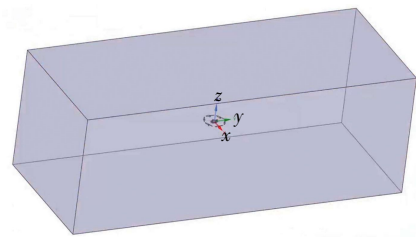


图 3 外流场示意图

Fig.3 Schematic diagram of the external flow field

2.2 网格划分和计算工况

将上述已完成的预处理简化模型导入 Fluent meshing, 选取 Meshing 模块进行网格划分。将全局最小尺寸设置为 5 mm, 最大尺寸设置为 500 mm。对 UAV 机体表面区域进行网格加密, 在机体的外部布置边界层网格, 第一层网格高度为 10 mm, 网格增长率设置为 1.2, 网格层数设置为 10, 如图 4 所示。网格总数为 118 264 个, 该尺寸网格可有效提高网格划分及后续的仿真计算速度, 满足计算需求。

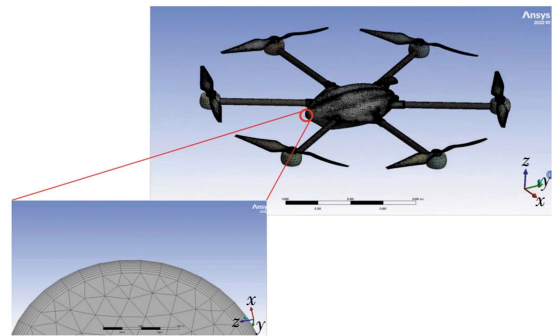


图 4 网格划分示意图

Fig.4 Schematic diagram of the grid division

按照 UAV 标准飞行速度 10 m/s, 作业环境风速 2~4 级(约 4~8 m/s)计算, 风速仪设备所测的风速范围为 2~18 m/s。因此, 为获得典型不同来流风速对测风结果的影响, 本文选取 20° 和 40° 这 2 个风向角, 分别取来流风速为 6、8、10、12、14 m/s 作为初始条件进行仿真。

2.3 不同来流速度下的流场分析

当来流风经过 UAV 后,UAV 本身也会由于风的绕流等作用对风速产生一定的影响。因此,首先需要分析 UAV 本身对不同来流风速的影响。按照设定的模拟速度进行初步分析,不同来流风速下 YZ 平面 UAV 的流场分布情况如图 5 所示。

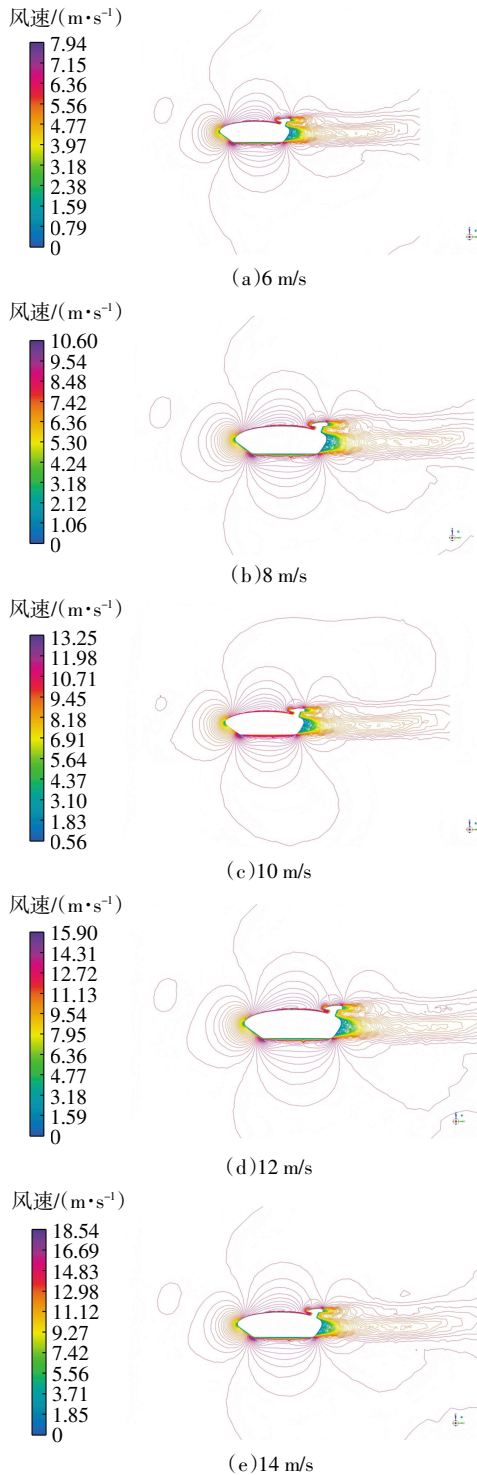


图 5 不同来流风速下 UAV 流场分布

Fig.5 Flow field distribution of the UAV under different incoming flow velocities

由图 5 可知,在不同来流风速下,UAV 上方的气流变化趋势基本一致,这是因为 UAV 机体外形一致。

将不同来流风速下 Z 轴不同位置的风速值进行比较,结果如图 6 所示。

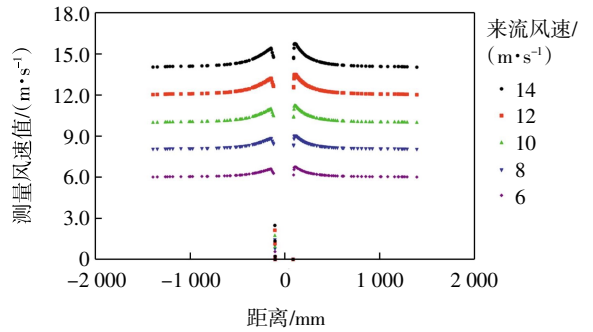


图 6 不同来流风速下 Z 轴不同位置的风速对比图

Fig.6 Comparison of wind speeds at different position of Z-axis under different incoming flow velocities

结果表明,Z 轴速度曲线与速度云图趋势基本保持一致,在接近机身部位受到的影响最大,误差最大可达 15%。但随着远离机体,其误差开始迅速降低,并缓慢趋向于来流速度。在同一位置上,其偏差值随着来流风速的增大而增大,来流风速为 6 m/s 时的风速偏差值最小,来流风速为 14 m/s 时的风速偏差值最大。

2.4 不同来流角度下的流场分析

由于 UAV 机体并不是对称形状,不同角度的来流风会对测风准确性产生不同的影响。按照设定的模拟速度进行初步分析,考虑到机体左右的对称性,本文选择来流风来自机身左前方。不同来流角度下 YZ 平面的 UAV 速度分布情况如图 7 所示。结果表明,迎风侧(图中上方部分)的速度等值线分布异常密集,表明气流加速更为显著,最高速度区域(紫色区域)的速度达到 13 m/s,远高于来流风速 10 m/s。这种高速区域集中在迎风侧旋翼和机体上表面交界处,表明是由于大偏航角下气流被迫绕过 UAV 产生强烈压缩效应的影响。

将不同来流角度下 Z 轴不同位置的风速值进行比较,结果如图 8 所示。结果表明,风向角为 20°和 40°时,相对风速误差的总体规律与风向角为 0°时基本一致。六旋翼 UAV 正上方位置处流场变化的主要原因是 UAV 机体迎风面变化对来流气流的影响。

2.5 流场干扰下的测量风速确定

根据仿真结果可以看出,在 UAV 上方区域中心线上,靠近上平面的 500 mm 后,风速变化速率开始明显减小,直到 1 000 mm 左右趋于稳定。考虑到风速仪安装越高受到 UAV 震动影响越大,选择 UAV 正上方

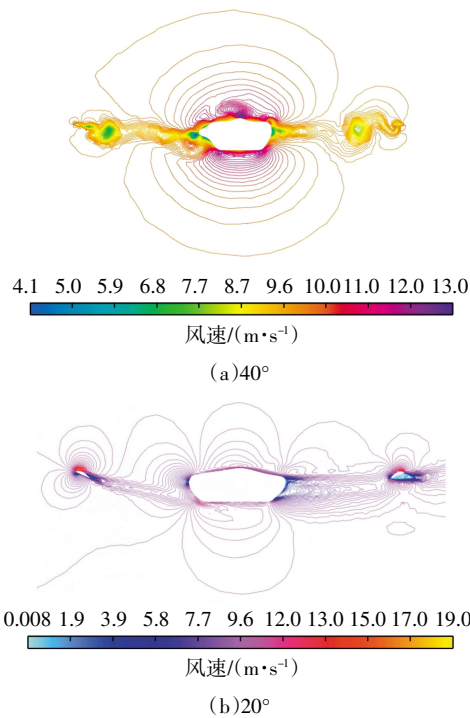


图 7 不同来流角度下 UAV 流场分布

Fig.7 Flow field distribution of the UAV under different incoming flow angles

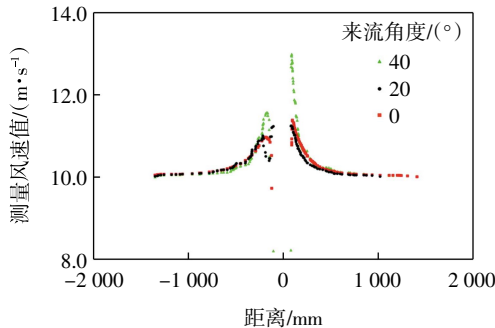


图 8 不同来流角度下 Z 轴不同位置的风速对比图

Fig.8 Comparison of wind speeds at different positions of Z-axis under different incoming flow angles

750 mm 处作为风速仪的安装位置。UAV 上方 750 mm 处在不同来流风速下的风速误差如表 2 所示。

表 2 UAV 上方 750 mm 处不同来流风速下的风速误差

Tab.2 Wind speed deviation at 750 mm above the UAV under different incoming flow velocities

来流风速/(m·s ⁻¹)	风速误差/(m·s ⁻¹)	风速相对误差/%
6	0.173	2.883
8	0.210	2.625
10	0.195	1.950
12	0.226	1.883
14	0.236	1.686

仿真模拟结果共得到了 5 组不同情况下的风速误差,根据仿真结果对实际测量过程中的风速值进行修

正。由于风速仪所测数据包含风速值和风向值,因此,修正过程分为 2 个部分,即对风速值和风向值的修正。最终的风速计算过程中,将风速仪采集到的风速值和风向值分为北向风速和东向风速 2 个矢量风速值,因此,修正公式是针对风速仪所测值进行修正。

前文提到,在不同的来流风速及风向下,风速仪所测到的风速值会有偏差。理论上讲,对每一秒的瞬时风速进行逐个修正必然是最准确的,但由于数据区间量较大,对每个瞬时风速进行逐个定量分析并修正会极大地增加工作量,因此,本文考虑将仿真的结果分为 5 个区间,按照每个瞬时风速所处的区间进行修正,其余风速范围按照插值法确定。

横滚轴方向风速误差 q_u 和俯仰轴方向风速误差 q_v 的修正公式可表示为

$$q_u = \begin{cases} 1/2.883 \cdot \cos\gamma & \text{风速 } 5\sim 7 \text{ m/s} \\ 1/2.625 \cdot \cos\gamma & \text{风速 } 7\sim 9 \text{ m/s} \\ 1/1.950 \cdot \cos\gamma & \text{风速 } 9\sim 11 \text{ m/s} \\ 1/1.883 \cdot \cos\gamma & \text{风速 } 11\sim 13 \text{ m/s} \\ 1/1.686 \cdot \cos\gamma & \text{风速 } 13\sim 15 \text{ m/s} \end{cases} \quad (4)$$

$$q_v = \begin{cases} 1/2.883 \cdot \sin\gamma & \text{风速 } 5\sim 7 \text{ m/s} \\ 1/2.625 \cdot \sin\gamma & \text{风速 } 7\sim 9 \text{ m/s} \\ 1/1.950 \cdot \sin\gamma & \text{风速 } 9\sim 11 \text{ m/s} \\ 1/1.883 \cdot \sin\gamma & \text{风速 } 11\sim 13 \text{ m/s} \\ 1/1.686 \cdot \sin\gamma & \text{风速 } 13\sim 15 \text{ m/s} \end{cases} \quad (5)$$

式中, γ 为风速仪测量的风向值。

3 试验与结果分析

3.1 试验方案

本文选择广东省台山镇海湾红树林国家湿地公园开展试验,该区域位于中国东南沿海亚热带季风气候区,测试核心试验区由多个 40 m × 40 m 的异质性植被斑块构成,地表植被分布均匀,总面积 0.12 km² (400 m × 300 m),试验场地的位置如图 9 所示。2024 年 11 月 7 日,在测试场地设计合适的飞行航线,以 50 m 高度为基准,开展四边飞行试验。

测试过程中,为减少 UAV 姿态变化对数据质量的影响,应提高 UAV 姿态的平稳性,俯仰角、翻滚角控制在 ±10° 以内,转弯角速度限制在 3 °/s 以下,相对高度波动控制在 ±5 m 内。飞行航线设计为四边形,单边飞行时间控制在 1~2 min 以内,飞行速度采用对地恒速模式(10 m/s)。

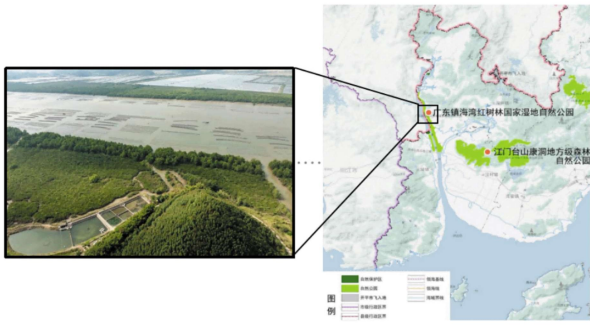


图9 试验场地位置

Fig.9 Location of the experimental site

3.2 原始数据处理

为便于后期数据对比,前期对采集到的原始数据进行预处理,保证观测数据的有效性。主要包括惯性导航数据与风速数据时间段匹配、风速数据野点处理和风向风速计算。分析原始监测数据发现,存在一些明显偏差,表现为大于平均值的异常值。这些异常值主要由环境突变或设备瞬时异常导致,需要对其进行有效识别和处理。本文基于统计学原理的滑动窗口方差检校法识别异常值,当数据点偏离窗口均值超过4个标准差时,将该数据点标记为异常值,并通过线性插值方法进行修复。修订结果如图10所示。

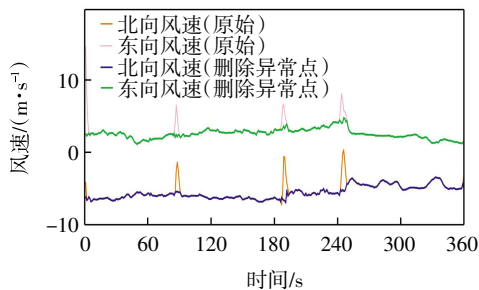


图10 初始风速数据和处理异常点后的风速数据

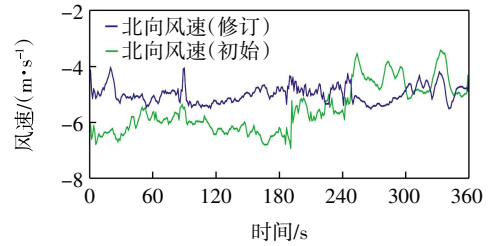
Fig.10 Initial wind speed data and the wind speed data after handling outliers

时间段匹配以 UAV 起飞时间为准,分别记录惯性导航时间戳和风速仪时间戳。由于惯性导航数据和风速输出频率同为 1 Hz,因此,按照初始记录的时间将惯性导航数据和风速数据匹配到一个时间戳内。

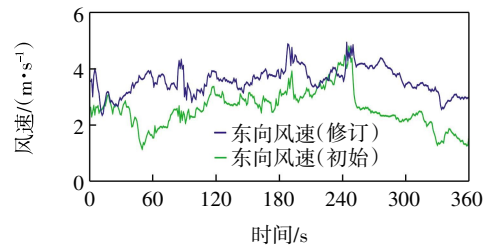
3.3 修正后的数据分析

根据公式对风速数据进行修正,修正前后的风速数据如图11所示。由图11可以看出,修正后的风速数据相比未修正前有明显改变。北向风速平均值变为 4.984 m/s,标准差变为 0.309 3,东向风速平均值变为 3.581 m/s,标准差变为 0.470 2,相比原始数据,标准差均有所降低。考虑到 UAV 飞行期间风速持续稳定,北向风速和东向风速标准差降低说明了风速修正公式

的有效性。



(a)北向



(b)东向

图11 修正后的风速数据

Fig.11 Data of corrected wind speed

无人机飞行航线4条边的风速数据如图12所示,经过修正后,4条边的风速、风向具有一致性。

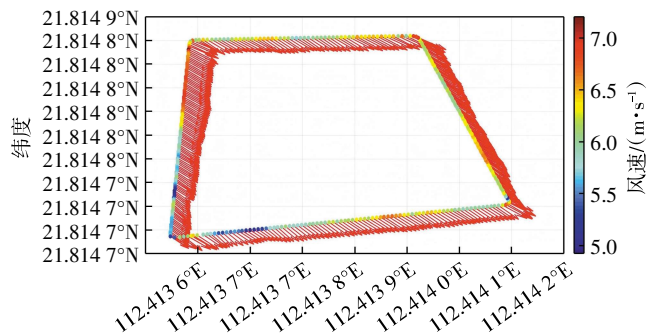


图12 4条边的风速数据

Fig.12 Data of quadrilateral wind speed

4条边的风速均值与方差如图13所示。

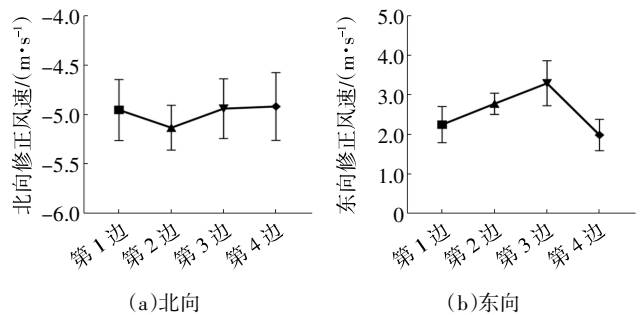


图13 4条边的风速均值与方差

Fig.13 Mean and variance of quadrilateral wind speed

从图13可以看出,北向风速数据的平均误差最大为 2.95%,整体数据一致性较高。东向风速数据的平均误差最大为 27.90%,第3边与第4边误差较大,但

整体趋势变化平缓,没有出现风速突变的情况,可能是在第 3 边、第 4 边飞行时外场风速变化导致的。

4 结语

本文针对基于 UAV 的风速测量系统,首先建立了 UAV 风速测量方法;然后考虑到 UAV 飞行过程中风场会受到机体外表面的扰动,采用 CFD 仿真分析外流场产生的误差规律和误差大小;最后通过实地试验,将采集的风速数据按照仿真结果进行误差修正,提高风速测量精度。试验结果表明,通过 CFD 仿真分析 UAV 飞行过程中机体外流场变化规律,可以有效降低风速计算过程中的误差,对风速测量准确度提升有重要作用。

参考文献:

[1] 侯天浩,行鸿彦,刘洋.多旋翼无人机在气象探测中的现状与展望[J].电子测量与仪器学报,2019,33(10):7-15.
 [2] LI Z N, PU O, PAN Y Y, et al. A study on measuring the wind field in the air using a multi-rotor UAV mounted with an anemometer [J]. Boundary-Layer Meteorology, 2023, 188(1): 1-27.

[3] 罗琦,王伟,陆振宇,等.多旋翼无人机群自主探测大气边界层气象要素的模式分析[J].南京信息工程大学学报(自然科学版),2014,6(2):121-128.
 [4] LIU L, SONG B F, AN W G, et al. A UAV wind field perception system inspired by biological perception[J]. Applied Sciences, 2023, 13(11): 6743.
 [5] LAWRENCE N R J, SUKKARIEH S. Autonomous exploration of a wind field with a gliding aircraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(3): 719-733.
 [6] 李静,张敏,贺超,等.基于气动角的气象无人机风场测量和数据处理方法[J].智能计算机与应用,2019,9(4):107-111.
 [7] 曹良秋,吴立巍,余建虎.基于无人机飞行参数的风场估算技术研究[J].科技创新导报,2018,15(6):10-13.
 [8] 姜明,史静,李靛卿,等.多旋翼无人机搭载二维超声风传感器观测研究[J].国外电子测量技术,2021,40(5):88-94.
 [9] 李正农,胡昊辉,沈义俊.六旋翼无人机旋翼转动对测风准确性的影响研究[J].实验流体力学,2019,33(6):7-14.
 [10] 李正农,冯豪,蒲鸥,等.基于六旋翼无人机搭载风速仪的边界层风剖面实测研究[J].工程力学,2021,38(8):121-132.
 [11] PRUDDEN S, FISHER A, MARINO M, et al. Measuring wind with small unmanned aircraft systems[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2018, 176: 197-210.
 [12] 孙义博,苏德,全占军,等.无人机涡动相关通量观测技术研究综述[J].地球科学进展,2019,34(8):842-854.

(责任编辑:刘雅婷)

(上接第 59 页)

由于港区平面布局的多样性以及本文模型的局限性,在未来可对指廊底部折角问题进行深入研究,以提高该模型的实用性。

参考文献:

[1] 孙施曼,韩黎明,易巍.基于近机位提供能力与集约用地的航站楼构型优化研究[J].工程经济,2017,27(10):27-32.
 [2] 陆摇摇.航站楼放射构型对机场运行效率影响分析[D].广汉:中国民用航空飞行学院,2022.
 [3] 郭宇明.基于高效运行的枢纽机场航站楼构型研究[D].西安:西安建筑科技大学,2023.
 [4] 卢奕舟,方学东,张一,等.考虑航空业务量的中小型机场航站楼构型研究[J].民航学报,2025,9(1):18-23.
 [5] 李汝宁,冯兴.基于改进遗传算法的最小油耗机场飞行区布局优化[J].重庆交通大学学报(自然科学版),2022,41(12):48-55.
 [6] WANG L, TANG Y X, ZHANG G T, et al. Research on airport apron planning strategy in emergency situations[J]. Journal of Air Transport Management, 2024, 117: 102592.
 [7] HAGSPIHL T, KOLISCH R, FONTAINE P, et al. Apron layout planning-optimal positioning of aircraft stands[J]. Transportation Research Part B: Methodological, 2024, 179: 102854.

[8] 李治寒,朱新平,张天雄,等.大型机场单通道 U 型机坪区推出等待点优化设计[J].科学技术与工程,2023,23(29):12744-12752.
 [9] 侯冲.基于 BIM 技术的 U 型机坪布局设计与优化研究[D].广汉:中国民用航空飞行学院,2023.
 [10] 杨太阳,欧阳杰.枢纽机场空侧港区运行优化研究[J].综合运输,2023,45(3):46-52.
 [11] LIU Y L, HU M H, YIN J N, et al. Optimization design and performance evaluation of U-shaped area operation procedures in complex apron[J]. Aerospace, 2023, 10(2): 161.
 [12] 余青华.基于机坪管制移交的航站楼 U 型区运行优化研究[D].天津:中国民航大学,2020.
 [13] 李明捷,姚霖昊,何奕帆.基于范数灰关联-动态功效系数法的机坪 U 型区空间效率评估[J].科学技术与工程,2024,24(10):4336-4342.
 [14] MIRJALILI S, LEWIS A. The whale optimization algorithm[J]. Advances in Engineering Software, 2016, 95: 51-67.
 [15] UZER M S, INAN O. A novel feature selection using binary hybrid improved whale optimization algorithm[J]. The Journal of Supercomputing, 2023, 79(9): 10020-10045.
 [16] 胡明华,于婧怡,赵征,等.基于改进鲸鱼优化算法的离场航班时刻优化[J].重庆交通大学学报(自然科学版),2024,43(10):54-60.

(责任编辑:刘雅婷)