融合磁力计的无人机协同导航与可观测性分析

罗哲轩[1]， 贾永祥[1]， 李 雳[1]， 黄俊波[1]， 徐定杰[2]
（1. 云南电网有限责任公司输电分公司，昆明 650000；2. 哈尔滨工业大学 仪器科学与工程学院，哈尔滨 150001）

摘 要：随着无人机巡检技术的快速发展，输电线路巡检效率得到了显著提升。然而，在实际应用中，受限于限高、大风、信号弱或无信号等因素，无人机巡检常面临无法正常使用或效率低下等问题。因此，为提高无人机巡检的效率和质量，迫切需要展开对无人机集群协同巡检技术的研究，而协同导航作为协同巡检的基础，可以有效提升导航精度并降低成本。通过可观测性分析发现，协同导航中的姿态角，特别是航向角的可观测性较差。针对这一问题，提出了融合磁力计的主从式协同导航算法，并通过可观测性分析验证了磁力计作为额外信息源的必要性。实验结果表明：该算法能够将航向角误差降低至少30%，整体导航精度提高了25%，显著提升了无人机集群的协同导航性能。

关键词：无人机集群；协同导航；磁力计；可观测性分析；输电线路巡检
DOI：10.15938/j.jhust.2026.03.004
中图分类号：TD824.7 **文献标志码**：A **文章编号**：1007-2683(2026)03-0035-09

Collaborative Navigation and Observability Analysis of UAVs Based on Magnetometer Fusion

LUO Zhexuan[1], JIA Yongxiang[1], LI Li[1], HUANG Junbo[1], XU Dingjie[2]
(1. Transmission Branch, Yunnan Power Grid Co., Ltd., Kunming 650000, China;
2. School of Instrumentation Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: With the rapid development of drone inspection technology, the efficiency of transmission line inspections has significantly improved. However, in practical applications, drones often face issues such as limited altitude, strong winds, weak or no signal, resulting in either the inability to use drones or low inspection efficiency. Therefore, to enhance the efficiency and quality of drone inspections, there is an urgent need for the development of drone swarm collaborative inspection technology. Collaborative navigation, as the foundation of collaborative inspection, can effectively improve navigation accuracy and reduce costs. This paper, through observability analysis, finds that the observability of attitude angles, particularly the heading angle, is poor in collaborative navigation. To address this issue, a master-slave collaborative navigation algorithm fused with a magnetometer is proposed, and the necessity of using the magnetometer as an additional information source is validated through observability analysis. Experimental results show that the proposed algorithm reduces heading angle errors by over 30%, improves overall navigation accuracy by 25%, and significantly enhances the collaborative navigation performance of drone swarms.

Keywords: UAVs; cooperative navigation; magnetometer; observability analysis; transmission line inspection

收稿日期：2024-05-27
基金项目：国家自然科学基金(52371351).
作者简介：罗哲轩(1991—)，男，高级工程师；
贾永祥(1988—)，男，工程师.
通信作者：徐定杰(1966—)，男，教授，E-mail:551528413@qq.com.

0 引 言

近年来,随着无人机技术的迅猛发展,无人机集群在巡检任务中的应用日益广泛,大幅提升了电力配网等领域的巡检效率。然而,随着任务复杂性的增加,集群无人机在执行过程中也面临诸多挑战[1-3]。具体而言:1)配网线路空间分布密集、路径交叉复杂,无人机在巡检中需频繁折返和机动,导致路径规划难度增加,有效巡检时间减少[4-5];2)配网线路分布区域广阔,尤其是在边远地区,山地、丛林等复杂环境对无人机的环境感知提出了严苛要求,且无人机对突发障碍物的感知能力有限,存在较大的安全隐患[6-7];3)当前无人机巡检多基于固定轨迹,限制了图像采集的角度,导致了采集图像角度单一、缺陷特征不全等问题,往往需要二次采集,严重影响巡检时效[8-9]。因此,为提升无人机巡检的效率和质量,亟需展开对配电线路无人机集群智能协同巡检技术的研究。

在无人机集群协同作业中,高精度的集群相对定位是确保巡检安全的关键。然而,目前大多数集群协同系统仅实现了无人机与控制终端之间的信息连接,缺乏无人机之间的实时信息交互,这在复杂的配电线路环境中容易引发碰撞等安全隐患。虽然全球卫星导航系统(global navigation satellite system, GNSS)是常用的导航方式,但在城市、峡谷和山区等信号不佳的环境中,其定位精度会受到严重影响。相比之下,惯性导航系统(inertial measurement unit, IMU)则存在累积误差问题,对无人机的长期导航能力产生影响[10]。

通过无人机之间的信息交换与融合,协同导航可显著提升导航的精度与稳定性,减少冲突和碰撞的风险[11]。目前,长-僚式协同导航被广泛应用,其中长机通常配备高精度导航系统,僚机配备低精度导航系统,通过长机的信息提升自身的导航性能[12]。文[13]提出了GNSS/视觉/惯导融合导航算法,采用GNSS的几何精度因子(geometric dilution of precision, GDOP)作为自适应融合因子,并将GDOP引入协同导航编队构型。文[14]研究了水面无人艇主从式协同导航,将艇间的测距信息纳入系统观测量,提升了协同导航精度,但增加了系统计算量。杜君南等[15]提出了改进的最小二乘估计方法,用于集群飞行器协同导航,通过4个长机与僚机的相对距离和自身位置信息确定僚机的位置。文[16]研究了三维节点的协同定位问题,设计了几种卡尔曼滤波器,并进行了多个场景的实测实验。

尽管已有研究探讨了多种协同导航方法,但基于IMU与磁力计融合的集群无人机协同导航应用较少。磁力计作为测量地磁场的传感器,主要用于确定无人机的航向角[17-18],以提高航迹跟踪的精度。然而,现有文献中对磁力计在协同导航中潜力的探索仍较为匮乏,特别是在复杂环境中的实际应用方面。

集群无人机协同导航是动态变化的系统,其可观测性会随无人机队形和机动状态的变化而改变。简单来说,系统的可观测性表示通过系统的输入输出估计状态参数的可能性[19]。因此,明确集群无人机协同导航系统的可观测条件至关重要。文[20]分析了主从式协同标定的可观测性,文[21]则探讨了无主节点协同导航的可观测性,文[22]研究了4个IMU组成的阵列进行协同导航的可观测性。这些研究为理解和优化集群无人机协同导航系统的可观测性提供了重要参考。文[23-24]提出了基于运动测量的机载位姿系统瞬时可观测度模型,以展示瞬时运动与可观测度之间的关系。

本文提出了基于IMU/磁力计融合的主从式协同导航算法,并对其可观测性进行了深入分析。该算法通过引入磁力计,在GNSS信号弱或不可用的情况下显著提升了无人机的导航精度,增强了集群的协同作业能力。具体而言,利用3个长机与僚机之间的相对距离信息,通过扩展卡尔曼滤波(extended kalman filter, EKF)实现对集群中每个僚机的精确协同导航。此外,本文详细分析了主从式协同导航的可观测性条件,基于这些分析结果进一步引入磁力计数据,以提升协同导航的精度。

1 主从式协同导航

本文针对多长多僚集群无人机,利用超宽带(ultra-wideband,UWB)测得3个长机与僚机之间的

相对距离,并通过扩展卡尔曼滤波(extended Kalman filter, EKF)实现每个僚机的协同导航。选择 UWB 测距的原因在于其高精度定位和强抗干扰能力。尽管 UWB 技术通常用于室内,但通过合理配置锚点和优化系统,依然可以在开放环境中实现稳定测距。此外,UWB 的实时数据传输和低功耗特性使其尤为适合动态应用,可有效支持多长多僚无人机的协同导航需求。下面以三长一僚为例介绍该协同导航方法,该协同导航方案框图如图 1 所示。

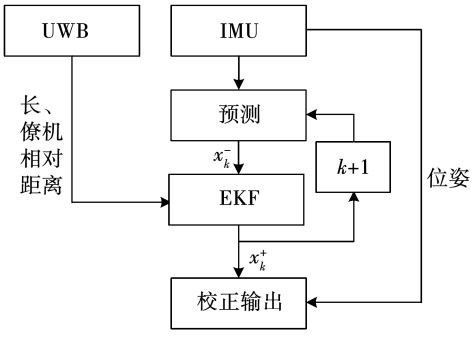


图 1　集群无人机主从式协同导航方案框图

Fig. 1　Block diagram of master-slave collaborative navigation scheme of cluster unmanned aerial vehicles

对于非线性系统的滤波问题,最常用的方法是 EKF。EKF 的核心思想是通过线性化非线性系统,利用非线性模型的雅可比矩阵代替模型系数矩阵进行滤波,其优点在于计算过程相对简单,效率较高。无人机主从式协同导航的滤波模型如下:

$$\left.\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{X}} &= \boldsymbol{A}\boldsymbol{X}+\boldsymbol{W}\\ \boldsymbol{Z} &= h(\boldsymbol{X})+\boldsymbol{V}\end{aligned}\right\} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{X}$ 为系统状态量;$\dot{\boldsymbol{X}}$ 为系统状态量 $\boldsymbol{X}$ 的微分量;$\boldsymbol{A}$ 为系统状态矩阵;$\boldsymbol{W}$ 为系统噪声;$\boldsymbol{Z}$ 为系统观测量;$h(\boldsymbol{X})$ 为系统的观测函数;$\boldsymbol{V}$ 为观测噪声。

1.1　状态方程

协同导航状态量 $\boldsymbol{X}$ 如下:

$$\boldsymbol{X}=[\Delta x\ \ \Delta y\ \ \Delta z\ \ \Delta v_{\mathrm{E}}\ \Delta v_{\mathrm{N}}\ \Delta v_{\mathrm{U}}\ \varphi_\theta\ \varphi_\gamma\ \varphi_\psi]^{\mathrm{T}} \tag{2}$$

式中:Δx、Δy、Δz 为僚机三轴位置误差;Δv_{E}、Δv_{N}、Δv_{U} 为僚机三轴速度误差;φ_θ、φ_γ、φ_ψ 为僚机三轴姿态角误差。

系统状态矩阵 $\boldsymbol{A}$ 如下:

$$\boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{I}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{A}_{vp} & \boldsymbol{A}_{vv} & \boldsymbol{A}_{v\varphi}\\ \boldsymbol{A}_{\varphi p} & \boldsymbol{A}_{\varphi v} & \boldsymbol{A}_{\varphi\varphi}\end{bmatrix} \tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{0}_{3\times3}$ 为 3×3 零矩阵。

$$\boldsymbol{A}_{vp}=\begin{bmatrix}0 & 0 & \dfrac{v_{\mathrm{E}}v_{\mathrm{U}}-v_{\mathrm{E}}v_{\mathrm{N}}\tan\varphi}{R_{\mathrm{E}}+h}\\ 0 & 0 & \dfrac{v_{\mathrm{E}}^2\tan\varphi+v_{\mathrm{N}}v_{\mathrm{U}}}{(R_{\mathrm{E}}+h)^2}\\ 0 & 0 & -\dfrac{v_{\mathrm{E}}^2+v_{\mathrm{N}}^2}{(R_{\mathrm{E}}+h)^2}\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{A}_{\varphi p}=\begin{bmatrix}0 & 0 & \dfrac{v_{\mathrm{N}}}{(R_{\mathrm{E}}+h)^2}\\ 0 & 0 & -\dfrac{v_{\mathrm{E}}}{(R_{\mathrm{E}}+h)^2}\\ 0 & 0 & -\dfrac{v_{\mathrm{E}}\tan\varphi}{(R_{\mathrm{E}}+h)^2}\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{A}_{vv}=\begin{bmatrix}\dfrac{v_{\mathrm{N}}\tan\varphi-v_{\mathrm{U}}}{R_{\mathrm{E}}+h} & 2\omega\sin\varphi+\dfrac{v_{\mathrm{E}}}{R_{\mathrm{E}}+h}\tan\varphi & -2\omega\cos\varphi-\dfrac{v_{\mathrm{E}}}{R_{\mathrm{E}}+h}\\ -2\omega\sin\varphi-\dfrac{2v_{\mathrm{E}}\tan\varphi}{R_{\mathrm{E}}+h} & \dfrac{v_{\mathrm{U}}}{R_{\mathrm{E}}+h} & -\dfrac{v_{\mathrm{N}}}{R_{\mathrm{E}}+h}\\ 2\omega\cos\varphi+\dfrac{v_{\mathrm{E}}}{R_{\mathrm{E}}+h} & \dfrac{2v_{\mathrm{N}}}{R_{\mathrm{E}}+h} & 0\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{A}_{v\varphi}=\begin{bmatrix}0 & -f_{\mathrm{U}} & f_{\mathrm{N}}\\ f_{\mathrm{U}} & 0 & -f_{\mathrm{E}}\\ -f_{\mathrm{N}} & f_{\mathrm{E}} & 0\end{bmatrix}=[\boldsymbol{f}^n]\times;$$

$$\boldsymbol{A}_{\varphi v}=\begin{bmatrix}0 & -\dfrac{1}{R_{\mathrm{E}}+h} & 0\\ \dfrac{1}{R_{\mathrm{E}}+h} & 0 & 0\\ \dfrac{\tan\varphi}{R_{\mathrm{E}}+h} & 0 & 0\end{bmatrix};$$

$$\boldsymbol{A}_{\varphi\varphi}=\begin{bmatrix} 0 & \omega\sin\varphi+\dfrac{v_{\mathrm{E}}\tan\varphi}{R_{\mathrm{E}}+h} & -\left(\omega\cos\varphi+\dfrac{v_{\mathrm{E}}}{R_{\mathrm{E}}+h}\right) \\ -\left(\omega\sin\varphi+\dfrac{v_{\mathrm{E}}\tan\varphi}{R_{\mathrm{E}}+h}\right) & 0 & -\left(\dfrac{v_{\mathrm{N}}}{R_{\mathrm{E}}+h}\right) \\ \omega\cos\varphi+\dfrac{v_{\mathrm{E}}}{R_{\mathrm{E}}+h} & \dfrac{v_{\mathrm{N}}}{R_{\mathrm{E}}+h} & 0 \end{bmatrix}$$

式中：v_{E}、v_{N}、v_{U} 分别为僚机导航系(东北天坐标系)下的东向、北向、天向速度；f_{E}、f_{N}、f_{U} 分别为僚机导航系下的东向、北向、天向加速度比力信息；$[\boldsymbol{f}^n]\times$ 为加速度比力向量的反对称矩阵；φ 为僚机纬度；h 为僚机高度；ω 为地球转速；R_{E} 为地球平均半径。

1.2 观测方程

本文以长僚机相对距离为观测量，观测量 $\boldsymbol{Z}$ 如下：

$$\boldsymbol{Z}=[L_1 \quad L_2 \quad L_3]^{\mathrm{T}} \tag{4}$$

式中：L_i 为长机 i 与僚机之间的相对距离。

以3个长机与僚机的相对距离为观测量，估计僚机的导航信息误差。因此，需要建立长机与僚机相对距离与僚机导航信息误差之间的数学模型。长机与僚机之间的相对距离等于长机与僚机位置差的平方和，如下：

$$\left.\begin{aligned} L_1&=\sqrt{(x_1-x)^2+(y_1-y)^2+(z_1-z)^2}\\ L_2&=\sqrt{(x_2-x)^2+(y_2-y)^2+(z_2-z)^2}\\ L_3&=\sqrt{(x_3-x)^2+(y_3-y)^2+(z_3-z)^2}\end{aligned}\right\} \tag{5}$$

式中：x、y、z 为僚机三轴坐标；x_i、y_i、z_i 为长机 i 三轴坐标。其中，僚机真实坐标可表示为IMU解算坐标减去状态量中僚机三轴位置误差，即：

$$\left.\begin{aligned} x&=\tilde{x}-\Delta x\\ y&=\tilde{y}-\Delta y\\ z&=\tilde{z}-\Delta z\end{aligned}\right\} \tag{6}$$

式中：$\tilde{x}$、$\tilde{y}$、$\tilde{z}$ 为僚机的IMU计算坐标；Δx、Δy、Δz 为僚机三轴位置误差。

将式(6)代入式(5)可得集群无人机协同导航观测函数 $h(\boldsymbol{X})$，具体如下：

$$h(\boldsymbol{X})=\begin{bmatrix} \sqrt{(x_1-\tilde{x}+\Delta x)^2+(y_1-\tilde{y}+\Delta y)^2+(z_1-\tilde{z}+\Delta z)^2} \\ \sqrt{(x_2-\tilde{x}+\Delta x)^2+(y_2-\tilde{y}+\Delta y)^2+(z_2-\tilde{z}+\Delta z)^2} \\ \sqrt{(x_3-\tilde{x}+\Delta x)^2+(y_3-\tilde{y}+\Delta y)^2+(z_3-\tilde{z}+\Delta z)^2} \end{bmatrix} \tag{7}$$

观测方程的雅可比矩阵如下

$$\boldsymbol{H}=\frac{\partial \boldsymbol{Z}}{\partial \boldsymbol{X}}=$$

$$\begin{bmatrix} \dfrac{x_1-\tilde{x}+\Delta x}{L_1} & \dfrac{y_1-\tilde{y}+\Delta y}{L_1} & \dfrac{z_1-\tilde{z}+\Delta z}{L_1} & 0_{1\times 6} \\ \dfrac{x_2-\tilde{x}+\Delta x}{L_2} & \dfrac{y_2-\tilde{y}+\Delta y}{L_2} & \dfrac{z_2-\tilde{z}+\Delta z}{L_2} & 0_{1\times 6} \\ \dfrac{x_3-\tilde{x}+\Delta x}{L_3} & \dfrac{y_3-\tilde{y}+\Delta y}{L_3} & \dfrac{z_3-\tilde{z}+\Delta z}{L_3} & 0_{1\times 6} \end{bmatrix} \tag{8}$$

式中：$0_{1\times 6}$ 为 1×6 零矩阵。

2 可观测性分析

对于线性系统来说，其完全可观测性可由如下充要条件判断：

$$\operatorname{rank}(\boldsymbol{N})=\operatorname{rank}\left(\begin{bmatrix} \boldsymbol{H} \\ \boldsymbol{HA} \\ \boldsymbol{HA}^2 \\ \vdots \\ \boldsymbol{HA}^{n-1} \end{bmatrix}\right)=n \tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{N}$ 为系统的可观测性矩阵；$\operatorname{rank}(\cdot)$ 为求秩运算；n 为状态量维数；$\boldsymbol{H}$ 通常为观测矩阵。由于协同导航观测方程为非线性，需要对观测方程线性化，故用观测方程相应的雅可比矩阵代替观测矩阵。

僚机通常采用低精度IMU，故状态方程中许多小量都可被省略。简化的协同导航可观测性矩阵如下：

$$\boldsymbol{N}=\begin{bmatrix} \boldsymbol{N}_{11} & 0_{3\times 3} & 0_{3\times 3} \\ 0_{3\times 3} & \boldsymbol{N}_{22} & 0_{3\times 3} \\ 0_{3\times 3} & 0_{3\times 3} & \boldsymbol{N}_{33} \\ & 0_{18\times 9} & \end{bmatrix} \tag{10}$$

其中:

$$\boldsymbol{N}_{11}=\boldsymbol{N}_{22}=\begin{bmatrix}\dfrac{\Delta x_1}{L_1} & \dfrac{\Delta y_1}{L_1} & \dfrac{\Delta z_1}{L_1}\\ \dfrac{\Delta x_2}{L_2} & \dfrac{\Delta y_2}{L_2} & \dfrac{\Delta z_2}{L_2}\\ \dfrac{\Delta x_3}{L_3} & \dfrac{\Delta y_3}{L_3} & \dfrac{\Delta z_3}{L_3}\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{N}_{33}=\begin{bmatrix}\dfrac{\Delta y_1}{L_1}f_{\mathrm{U}}-\dfrac{\Delta z_1}{L_1}f_{\mathrm{N}} & \dfrac{\Delta z_1}{L_1}f_{\mathrm{E}}-\dfrac{\Delta x_1}{L_1}f_{\mathrm{U}} & \dfrac{\Delta x_1}{L_1}f_{\mathrm{N}}-\dfrac{\Delta y_1}{L_1}f_{\mathrm{E}}\\ \dfrac{\Delta y_2}{L_2}f_{\mathrm{U}}-\dfrac{\Delta z_2}{L_2}f_{\mathrm{N}} & \dfrac{\Delta z_2}{L_2}f_{\mathrm{E}}-\dfrac{\Delta x_2}{L_2}f_{\mathrm{U}} & \dfrac{\Delta x_2}{L_2}f_{\mathrm{N}}-\dfrac{\Delta y_2}{L_2}f_{\mathrm{E}}\\ \dfrac{\Delta y_3}{L_3}f_{\mathrm{U}}-\dfrac{\Delta z_3}{L_3}f_{\mathrm{N}} & \dfrac{\Delta z_3}{L_3}f_{\mathrm{E}}-\dfrac{\Delta x_3}{L_3}f_{\mathrm{U}} & \dfrac{\Delta x_3}{L_3}f_{\mathrm{N}}-\dfrac{\Delta y_3}{L_3}f_{\mathrm{E}}\end{bmatrix}$$

式中:$\Delta x_i=x_i-\tilde{x}+\Delta x$;$\Delta y_i=y_i-\tilde{y}+\Delta y$;$\Delta z_i=z_i-\tilde{z}+\Delta z$。

由可观测矩阵可知,位置误差、速度误差和姿态角误差对应的列是相互独立的。因此,本文分别分析位置误差、速度误差和姿态角误差的可观测性。

观察式(10)可知,位置误差和速度误差的可观测性是相同的。根据式(9),若 $\boldsymbol{H}$ 前 3 个列向量中存在零向量或列向量相关时,则位置误差和速度误差是不完全可观测的,具体关系如下:

$$\left.\begin{aligned}&\frac{x_1-\tilde{x}+\Delta x}{y_1-\tilde{y}+\Delta y}=\frac{x_2-\tilde{x}+\Delta x}{y_2-\tilde{y}+\Delta y}=\frac{x_3-\tilde{x}+\Delta x}{y_3-\tilde{y}+\Delta y}\\ &\frac{y_1-\tilde{y}+\Delta y}{z_1-\tilde{z}+\Delta z}=\frac{y_2-\tilde{y}+\Delta y}{z_2-\tilde{z}+\Delta z}=\frac{y_3-\tilde{y}+\Delta y}{z_3-\tilde{z}+\Delta z}\\ &\frac{z_1-\tilde{z}+\Delta z}{x_1-\tilde{x}+\Delta x}=\frac{z_2-\tilde{z}+\Delta z}{x_2-\tilde{x}+\Delta x}=\frac{z_3-\tilde{z}+\Delta z}{x_3-\tilde{x}+\Delta x}\end{aligned}\right\}\tag{11}$$

式(11)中的 3 个等式如果有 1 个成立,则位置误差和速度误差不完全可观测。分析可得长、僚机在导航系 *XOY* 面、*YOZ* 面或 *XOZ* 面的投影共线时,位置误差和速度误差不完全可观测。易得:长、僚机不共面时[13],位置误差和速度误差完全可观测。

姿态角误差可观测性则需要分析式(10)后 3 列列向量,可得

$$f_{\mathrm{E}}\boldsymbol{U}_7+f_{\mathrm{N}}\boldsymbol{U}_8+f_{\mathrm{U}}\boldsymbol{U}_9=0\tag{12}$$

式中:$\boldsymbol{U}_j$ 为式(10)中第 j 列列向量。

由此可得姿态角误差是不完全可观测的。并且根据式(11),同理可得如下等式:

$$\left.\begin{aligned}&\frac{(y_1-\tilde{y}+\Delta y)f_{\mathrm{U}}-(z_1-\tilde{z}+\Delta z)f_{\mathrm{N}}}{(z_1-\tilde{z}+\Delta z)f_{\mathrm{E}}-(x_1-\tilde{x}+\Delta x)f_{\mathrm{U}}}=\\ &\frac{(y_2-\tilde{y}+\Delta y)f_{\mathrm{U}}-(z_2-\tilde{z}+\Delta z)f_{\mathrm{N}}}{(z_2-\tilde{z}+\Delta z)f_{\mathrm{E}}-(x_2-\tilde{x}+\Delta x)f_{\mathrm{U}}}=\\ &\frac{(y_3-\tilde{y}+\Delta y)f_{\mathrm{U}}-(z_3-\tilde{z}+\Delta z)f_{\mathrm{N}}}{(z_3-\tilde{z}+\Delta z)f_{\mathrm{E}}-(x_3-\tilde{x}+\Delta x)f_{\mathrm{U}}}\\ &\frac{(z_1-\tilde{z}+\Delta z)f_{\mathrm{E}}-(x_1-\tilde{x}+\Delta x)f_{\mathrm{U}}}{(x_1-\tilde{x}+\Delta x)f_{\mathrm{N}}-(y_1-\tilde{y}+\Delta y)f_{\mathrm{E}}}=\\ &\frac{(z_2-\tilde{z}+\Delta z)f_{\mathrm{E}}-(x_2-\tilde{x}+\Delta x)f_{\mathrm{U}}}{(x_2-\tilde{x}+\Delta x)f_{\mathrm{N}}-(y_2-\tilde{y}+\Delta y)f_{\mathrm{E}}}=\\ &\frac{(z_3-\tilde{z}+\Delta z)f_{\mathrm{E}}-(x_3-\tilde{x}+\Delta x)f_{\mathrm{U}}}{(x_3-\tilde{x}+\Delta x)f_{\mathrm{N}}-(y_3-\tilde{y}+\Delta y)f_{\mathrm{E}}}\\ &\frac{(x_1-\tilde{x}+\Delta x)f_{\mathrm{N}}-(y_1-\tilde{y}+\Delta y)f_{\mathrm{E}}}{(y_1-\tilde{y}+\Delta y)f_{\mathrm{U}}-(z_1-\tilde{z}+\Delta z)f_{\mathrm{N}}}=\\ &\frac{(x_2-\tilde{x}+\Delta x)f_{\mathrm{N}}-(y_2-\tilde{y}+\Delta y)f_{\mathrm{E}}}{(y_2-\tilde{y}+\Delta y)f_{\mathrm{U}}-(z_2-\tilde{z}+\Delta z)f_{\mathrm{N}}}=\\ &\frac{(x_3-\tilde{x}+\Delta x)f_{\mathrm{N}}-(y_3-\tilde{y}+\Delta y)f_{\mathrm{E}}}{(y_3-\tilde{y}+\Delta y)f_{\mathrm{U}}-(z_3-\tilde{z}+\Delta z)f_{\mathrm{N}}}\end{aligned}\right\}\tag{13}$$

分析可得:3 个长机与僚机在导航系下两轴坐标相等或三轴位置坐标差成比例时,即式(11)存在 2 个等式成立时,式(13)存在等式成立。即长机与僚机共线时,姿态角误差可观测性进一步下降。

综上,长僚机不共面时,位置误差和速度误差是完全可观测的。姿态角误差是不完全可观测的,在长、僚机共线时,可观测性会进一步下降。此外,由于无人机常常会有接近匀速直线或悬停的运动,此时 f_{E}、f_{N} 接近 0,可观测矩阵最后一列接近零向量,航向角误差不可观测。并且无人机机动时 f_{E}、f_{N} 也远小于 $f_{\mathrm{U}}\approx g$,因此航向角的可观测性较差。然而,准确获取无人机的航向角是非常重要的,航向角不仅与航向相关,在执行测向等任务时也需要依赖无人机航向角。因此,应当增加信息源以增强航向角可观测性。

3　磁力计融合协同导航

在无人机导航系统中,磁力计主要用于测量地球磁场的强度和方向,从而确定无人机的航向角。引入磁力计可以有效提高航向角的滤波精度。磁力计融合协同导航框图如图 2 所示。

磁力计计算航向角时需要先验的横滚角和俯仰角信息,这些角度通常由 IMU 在无人机静止于地面时提供。IMU 利用加速度计测量无人机的重力分量,结合陀螺仪的角速度数据,利用姿态解算算法初步估计横滚角和俯仰角,并最终计算出三轴磁通量

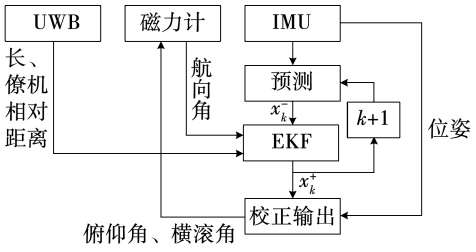


图 2 磁力计融合协同导航方案框图

Fig. 2 Block diagram of magnetometer fusion collaborative navigation scheme

在导航坐标系下的水平面投影。磁力计测量的是地球磁场的三轴分量,横滚角和俯仰角的正确初始值可确保磁场分量在导航坐标系下的水平面投影准确无误。因此,初值误差会直接影响磁力计的读数,影响整个导航系统的精度和稳定性。

$$\left.\begin{aligned} m_{x,n} &= m_x\cos\theta + m_y\sin\theta\sin\gamma + m_z\sin\theta\cos\gamma \\ m_{y,n} &= m_y\cos\gamma - m_z\sin\gamma \end{aligned}\right\} \tag{14}$$

式中:m_x、m_y、m_z 为磁力计三轴磁通量;θ 为僚机俯仰角;γ 为僚机横滚角。可得航向角如下:

$$\psi_m = \arctan(m_{y,n}/m_{x,n}) \tag{15}$$

磁力计融合协同导航状态方程不变,新增航向角误差至滤波观测量中。则观测量 $\boldsymbol{Z}'$ 如下:

$$\boldsymbol{Z}' = [L_1 \quad L_2 \quad L_3 \quad \Delta\psi]^{\mathrm{T}} \tag{16}$$

式中:$\Delta\psi = \psi - \psi_m$,$\psi$ 为 IMU 输出航向角。

磁力计融合协同导航观测函数 $h'(\boldsymbol{X})$ 如下:

$$h'(\boldsymbol{X}) = \begin{bmatrix} \sqrt{(x_1-\tilde{x}+\Delta x)^2+(y_1-\tilde{y}+\Delta y)^2+(z_1-\tilde{z}+\Delta z)^2} \\ \sqrt{(x_2-\tilde{x}+\Delta x)^2+(y_2-\tilde{y}+\Delta y)^2+(z_2-\tilde{z}+\Delta z)^2} \\ \sqrt{(x_3-\tilde{x}+\Delta x)^2+(y_3-\tilde{y}+\Delta y)^2+(z_3-\tilde{z}+\Delta z)^2} \\ \Delta\psi \end{bmatrix} \tag{17}$$

观测方程的雅可比矩阵如下

$$\boldsymbol{H} = \frac{\partial \boldsymbol{Z}}{\partial \boldsymbol{X}} = \begin{bmatrix} \frac{x_1-\tilde{x}+\Delta x}{L_1} & \frac{y_1-\tilde{y}+\Delta y}{L_1} & \frac{z_1-\tilde{z}+\Delta z}{L_1} & 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0 \\ \frac{x_2-\tilde{x}+\Delta x}{L_2} & \frac{y_2-\tilde{y}+\Delta y}{L_2} & \frac{z_2-\tilde{z}+\Delta z}{L_2} & 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0 \\ \frac{x_3-\tilde{x}+\Delta x}{L_3} & \frac{y_3-\tilde{y}+\Delta y}{L_3} & \frac{z_3-\tilde{z}+\Delta z}{L_3} & 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 1 \end{bmatrix}$$

4 实测实验

本节通过实验数据验证了所提方案在有界定位误差方面的有效性。图 3 为集群无人机飞行实验的图像。实验中使用了 6 架四旋翼无人机,其中 3 架为长机,3 架为僚机。实验环境包含城市峡谷和树林 2 种环境,信号遮挡严重、空间结构复杂,属于对导航系统的精度与稳定性存在挑战的复杂环境。



图 3 集群无人机飞行试验

Fig. 3 Cluster drone flight test

无人机搭载的设备如下:

1)IMU 采用 N100 型号惯导模块,陀螺零偏 10°/h,采样频率为 50 Hz;

2)UWB 采用 LinkTrack P-B 型号传感器,200 m 测距精度小于 20 cm,采样频率为 20 Hz;

3)GNSS 采用 BT-F9PK4 RTK GNSS 模块,水平精度 0.01 m + 基线距离 × 10^{-6} mm,垂直精度 0.01 m + 基线距离 × 10^{-6} mm,采样频率为 1 Hz;

图 4 为实验无人机的设备设置。

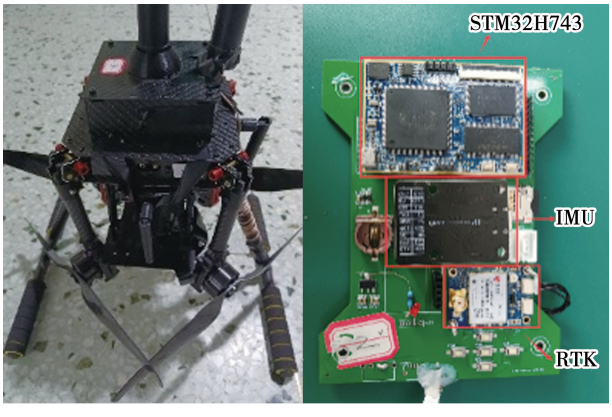


图 4 实验无人机设备

Fig. 4 Experimental drone equipment

以 1 个僚机为例,将其起始位置设为原点,建立局部东北天坐标系作为导航坐标系,集群无人机的轨迹图如图 5 所示。根据可观测性分析结果,集群无人机的队形避免了共面和共线配置。采集的数据分别用于惯性导航解算、协同导航和磁力计融合惯性导航,并以载波相位差分结果作为基准进行验证。

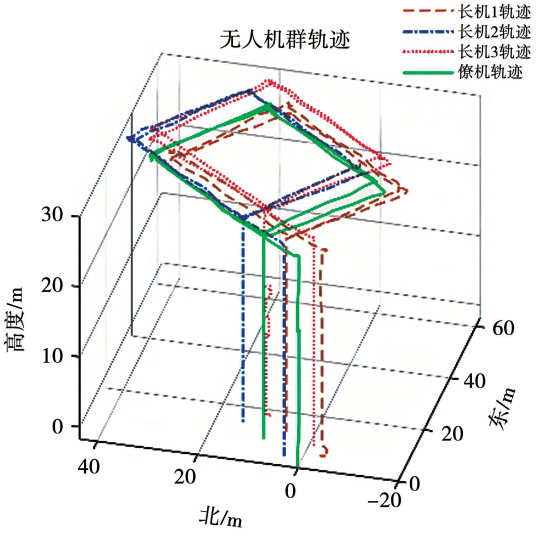
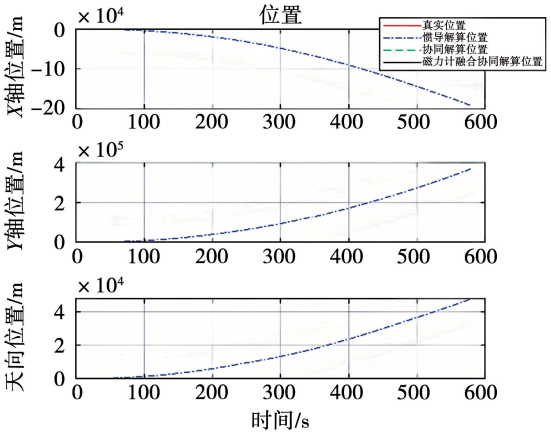


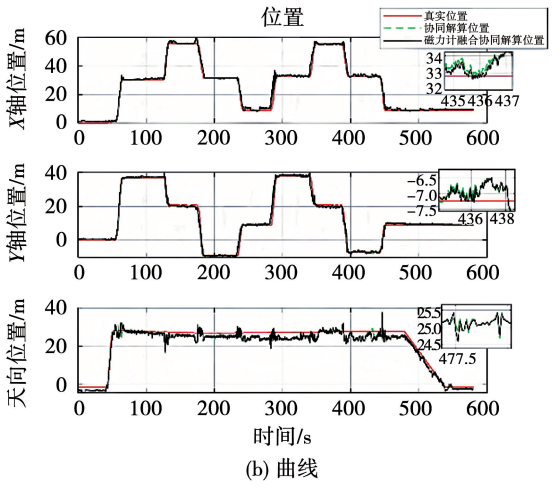
图 5　集群无人机轨迹图

Fig. 5　Cluster drone trajectory map

图 6 为僚机在图 5 所建立的导航系下的位置比较图。图 6(a)比较了僚机真实位置、惯导解算位置、协同解算位置和磁力计融合协同解算位置。由图可见,由于僚机携带的是低精度 IMU,惯导位置误差在短时间内已发散至不可用,以致完全看不到僚机的真实位置曲线、协同解算位置曲线和磁力计融合协同解算位置曲线。这证明了仅依靠低精度惯导无法保证僚机导航定位的可用性。图 6(b)则单独比较了僚机的真实位置曲线、协同解算位置曲线和磁力计融合协同解算位置曲线。



(a) 位置



(b) 曲线

图 6　僚机位置比较图

Fig. 6　Comparison diagram of wingman positions

由图可见,协同导航与磁力计融合协同导航在位置误差校正上的差异较小,均能有效校正惯导位置误差。

由于姿态角缺少基准,故可通过判断僚机机动来验证算法的有效性。根据四旋翼无人机的机动特性可知,无人机在悬停时姿态角保持不变,只有在运动时才会发生变化。图 7 为僚机姿态角比较图,由图可见,惯导几乎失效,而协同导航与磁力计融合协同导航解算的俯仰角和横滚角变化与无人机位置变化一致,侧面证明了这 2 种算法在校正俯仰角和横滚角方面的有效性。然而,协同导航在航向角校正上表现较差,航向角与无人机位置变化缺乏明确的关联,与可观测性分析结果相符。磁力计融合的协同导航则在航向角校正上展现了显著的性能提升,航向角与无人机位置变化之间的关联十分清晰。

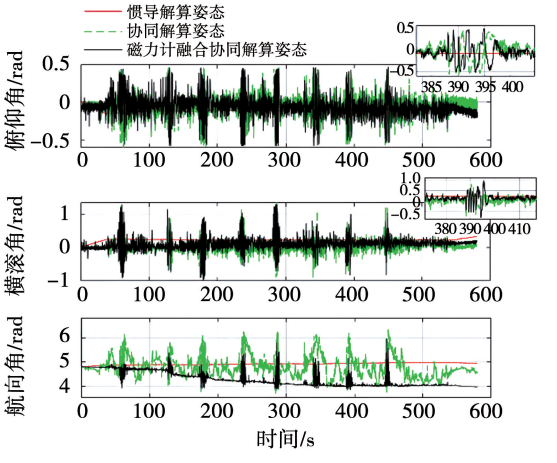


图 7　僚机姿态角比较图

Fig. 7　Comparison diagram of wingman attitude angles

实验证明了本文可观测性分析的准确性,以及所提出的磁力计融合协同导航算法的有效性。

5 结 语

本文提出了融合磁力计的主从式协同导航算法,用以解决集群无人机导航中航向角可观测性差的问题。通过理论分析和实验验证,证明该算法可显著提高导航精度,尤其是航向角精度提升超过30%,整体导航性能提升了25%。尽管实验效果良好,但算法在复杂环境中的适应性仍需进一步研究。未来的研究将聚焦于算法在这些复杂环境中的应用,结合视觉或激光雷达等传感器,提升系统的鲁棒性与适应性,进一步优化无人机集群的协同导航性能。

参 考 文 献:

[1] 方琪豪. 基于改进 YOLO 算法的高压线路障碍物检测算法研究[J]. 自动化应用, 2024,65(19):32.
FANG Qihao. Research on High-Voltage Line Obstacle Detection Algorithm Based on Improved YOLO Algorithm [J]. Automation Application, 2024,65(19):32.

[2] 朱力, 肖明东, 常德龙, 等. 激光雷达分类技术辅助电网架空线路空间校验[J]. 现代制造技术与装备, 2024,60(S2):116.
ZHU Li, XIAO Mingdong, CHANG Delong, et al. Research and Application of Laser Radar Classification Technology to Assist in Space Verification of Overhead Power Lines in Power Grid[J]. Modern Manufacturing Technology and Equipment, 2024,60(S2):116.

[3] YANG Bin, ZHANG Jianchun, XU Lidan, et al. Cooperative Warning and Risk-Averse Safety Control for Multiple UAVs [J]. IEEE Transations on Industrial Informatics, 2025, 21(5):4262.

[4] WU Cailong, GUO Zhengyu, ZHANG Jian, et al. Cooperative Path Planning for Multiple UAVs Based on APF B-RRT Algorithm[J]. DRONES, 2025, 9(3):1.

[5] 张迪. 基于改进粒子群的输电线路多无人机巡检任务分配方法[J]. 电气技术与经济, 2024(10): 219.
ZHANG Di. Multi-UAV Patrol Task Assignment Method for Transmission Lines Based on Improved Particle Swarm Optimization[J]. Electrical Equipment and Economy, 2024(10): 219.

[6] CHEN Jinchao, LI Tingyang, ZHANG Ying, et al. Global-and-Local Attention-Based Reinforcement Learning for Cooperative Behaviour Control of Multiple UAVs[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2024, 73(3):4194.

[7] 娄文颖, 葛奎, 许兆帅, 等. 基于启发式 Q 学习的输电线路无人机避障导航巡检[J]. 机械设计与制造工程, 2024, 53(8): 77.
LOU Wenying, GE Kui, XU Zhaoshuai, et al. The Obstacle Avoidance Navigation Inspection of Unmanned Aerial Vehicles Based on Heuristic Q-learning[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2024, 53(8): 77.

[8] WANG Shan, SUN Sheng, LIU Min, et al. Resource-Aware Probability-Based Collaborative Odor Source Localization Using Multiple UAVs[J]. China Communications, 2025, 22(12): 269.

[9] 邱家峰, 刘新民, 隆中强, 等. 基于非配对图像间转化弱监督学习的输电线路检测[J]. 计算技术与自动化, 2024, 43(3): 114.
QIU Jiafeng, LIU Xinmin, LONG Zhongqiang, et al. Transmission Line Detection Based on Weakly Supervised Learning of Unpaired Image Transformation[J]. Computing Technology and Automation, 2024, 43(3): 114.

[10] 张世童, 张宏伟, 王延辉, 等. 自主水下航行器导航技术发展现状与分析[J]. 导航定位学报, 2020,8(2):1.
ZHANG Shitong, ZHANG Hongwei, WANG Yanhui, et al. Development Status and Analysis of Navigation Technology for Autonomous Underwater Vehicles[J]. Journal of Navigation and Positioning, 2020,8(2):1.

[11] 林国泉. 基于 GNSS/UWB 的无人机群分布式协同定位技术研究[D]. 成都:电子科技大学, 2021.

[12] 周萌萌. 主从式多 AUV 协同定位算法研究[D]. 镇江:江苏科技大学, 2022.

[13] CAUSA F, FASANO G. Improving Navigation in GNSS-challenging Environments: Multi-UAS Cooperation and Generalized Dilution of Precision[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2021, 57(3):1462.

[14] 陈东隅. 一种改进的主从式协同导航技术研究[J]. 指挥控制与仿真, 2023, 45(3): 143.
CHEN Dongyu. Research on an Improved Leader-follower

Cooperative Navigation Technology[J]. Command Control & Simulation, 2023, 45(3): 143.

[15] 杜君南, 王融, 熊智, 等. 基于相对距离差模型的集群飞行器协同导航方法研究[C]//第十届中国卫星导航年会, 2018:1.
DU Junnan, WANG Rong, XIONG Zhi, et al. Research on Collaborative Navigation Method of Cluster Aircraft Based on Relative Distance Difference Model[C]//Proceedings of the 10th China Satellite Navigation Annual Conference, 2018:1.

[16] BURCHETT B T. Unscented Kalman Filters for Range-only Cooperative Localization of Swarms of Munitions in Three-dimensional flight[J]. Aerospace Science and Technology, 2019,84:259.

[17] 上官伟, 陈晶晶, 谢朝曦, 等. 基于 IMU 误差补偿的磁力计增强型组合定位方法[J]. 铁道学报, 2022, 44(7):80.
SHANGGuan wei, CHEN Jingjing, XIE Chaoxi, et al. Magnetometer-enhanced Combination Positioning Method Based on IMU Error Compensation[J]. Journal of the China Railway Society, 2022, 44(7):80.

[18] 江恩铭. 基于 Android 智能终端内置 GNSS/IMU/磁力计的融合定位技术研究[D]. 武汉:武汉大学, 2020.

[19] KALMAN R E, BUCY R S. New Results in Linear Filtering and Prediction Theory[J]. Journal of Basic Engineering, 1961, 83(1): 95.

[20] 尹娟. 集群飞行器 MEMS 惯导误差抑制方法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2020.

[21] HUANG G P, TRAWNY N, MOURIKIS A I, et al. Observability-based Consistent EKF Estimators for Multi-robot Cooperative Localization[J]. Autonomous Robots, 2011, 30(1):99.

[22] SHEN K, ZUO J W, LI Y L, et al. Observability Analysis and Optimization of Cooperative Navigation System With a Low-Cost Inertial Sensor Array[J], IEEE Internet of Things Journal, 2023, 10(11):9863.

[23] LI Jianli, WANG Yun, LU Zhaoxing, et al. Instantaneous Observable Degree Modeling Based on Movement Measurement for Airborne POS[J]. Aerospace Science and Technology, 2019,84:916.

[23] LI Jianli, WANG Yun, GU Bin, et al. State Parameter Adjustment Filtering Method of Airborne POS Based on Instantaneous Observable Degree Model[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2018, 67(9): 2153.

(编辑:温泽宇)