

基于 UWB 辅助的多无人机惯导定位 误差校正方法

马振华^{1,2}, 张鹏飞^{1,2}, 何 印^{1,2}, 刘磊磊^{1,2}, 郭伟峰²

(1. 中北大学 航空宇航学院, 太原 030051;

2. 中北大学 智能武器研究院, 太原 030051)

摘要: 针对卫星导航拒止的复杂环境下多无人机编队飞行只依赖惯性导航无法长时间导航的问题, 提出一种超宽带 (UWB, ultra wide band) 辅助的惯导定位误差校正方法; 给出 UWB 测距原理的同时建立了无人机机体坐标系下的惯导相对距离解算模型; 在惯导误差模型的基础上, 以惯导误差和 UWB 测距信息分别作为状态量和观测量, 设计出惯导误差校正的扩展卡尔曼滤波模型; 以两架无人机为例对算法进行仿真验证, 仿真结果表明相较于纯惯导定位, 该方法在东北天三个方向的最大定位误差不超过 1 m, 速度均方根误差值不超过 0.01 m/s, 很好地抑制了惯导系统速度和位置的误差发散, 为解决无人机编队在卫星拒止环境中的定位问题提供参考思路。

关键词: 卫星拒止; 多无人机编队; 惯性导航; UWB; 扩展卡尔曼滤波

Error Correction Method of Multiple UAV Inertial Navigation Positioning Based on UWB

MA Zhenhua^{1,2}, ZHANG Pengfei^{1,2}, HE Yin^{1,2}, LIU Leilei^{1,2}, GUO Weifeng²

(1. School of Aerospace Engineering, North University of China, Taiyuan 030051, China;

2. Intelligent Weapon Research Institute, North University of China, Taiyuan 030051, China)

Abstract: Aiming at the problem that multi-UAVs cannot navigate for a long time when they are flying in formation, multi-UAV formation relies solely on inertial navigation in complex environment where satellite navigation is restricted, a positioning error correction method based on ultra wide band (UWB) assisted inertial navigation is proposed. While providing the principle of UWB ranging, and the relative distance calculation model of inertial navigation in the UAV body coordinate system is established. Based on the inertial navigation error model, the extended Kalman filter model of error correction is designed by taking the inertial navigation error and UWB distance measurements as the state quantity and observation quantity respectively. The algorithm is simulated and validated using two unmanned aerial vehicles as examples, the results show that compared with the pure inertial navigation system, the maximum positioning error of this method is less than 1 m in three directions of ENU, and the root mean square error of velocity is not more than 0.01 m/s. This method effectively inhibits the error divergence of velocity and position with inertial navigation, and provides a reference for solving the positioning problem of multi-UAV formation flying in satellite rejection environment.

Keywords: satellite rejection; multi-UAV formation; inertial navigation; UWB; extended Kalman filter

0 引言

无人机是利用无线电遥控设备和自备的程序控制装置操纵的不载人飞行器, 一经研发出来就受到各领域的广泛关注。在民用领域使用无人机可以节省大量人力的同时还可以执行相对危险复杂的任务, 不受环境限制。在军用领域使用无人机可以凭借其飞行高度低、体积小的特点从而难以被敌方雷达发现, 让我方掌握战场的主动权, 而且还可以减少我方士兵的伤亡。随着近几十年我国军工和民用

领域技术的迅速发展, 许多学者在多智能体控制、信息融合和无线通信等技术领域开展了大量的研究, 使得无人机技术在军事和民用中的应用也日趋成熟^[1]。与此同时, 需要无人机执行任务的环境越来越复杂, 如战场、搜索救援、海面漏油清理等空间广阔的任务环境, 单一无人机由于覆盖面积小、负重量少等缺点, 不能满足任务要求。受自然界生物集群的启发, 多无人机又称为无人机集群出现在人们视野中。无人机集群在农业、军事、搜索救援、漏油清

收稿日期: 2023-02-28; 修回日期: 2023-04-11。

基金项目: 山西省基础研究计划资助项目(202103021224182); 山西省基础研究计划资助项目(202103021224187)。

作者简介: 马振华(1996-), 男, 硕士。

通讯作者: 张鹏飞(1986-), 男, 博士, 副教授。

引用格式: 马振华, 张鹏飞, 何 印, 等. 基于 UWB 辅助的多无人机惯导定位误差校正方法[J]. 计算机测量与控制, 2023, 31(9): 253-259.

理、无人地带探索等方面应用广泛^[2-4]，多无人机联合执行任务的方式受到极大重视。相较于单架无人机，多无人机可以发挥数量优势，通过成员之间的协作，不仅可以扩大覆盖面积，更因为信息共享可以发挥“1+1>2”的执行任务效率，大大减少执行任务的时间，同时还可以增加信息感知范围，任务完成的可靠性得到提高^[5-7]。

在多无人机编队执行任务过程中，作为无人机的眼睛，导航技术贯穿任务始终，高精度的位置导航信息是可靠完美执行任务的关键所在，但是多个无人机都搭载高精度导航设备涉及到成本问题，而且在卫星导航拒止的环境下定位变得异常艰难。惯性导航系统（inertial navigation system, INS）是目前应用普遍，不可缺少的一种隐蔽的自主导航系统^[8]，其无需任何外来信息，通过陀螺仪和加速度计测量飞行器自身角速度和加速度信息从而获得位置、速度以及姿态，具有短时精度高、更新率高、自主性强等特点，是编队飞行的各无人机成员的最佳导航方式。但是惯导最大的缺陷就是定位误差随时间而积累，需要利用其他导航定位信息不断对其校正。针对无人机集群的协同化编队飞行，若能利用无人机之间的相对距离信息来修正惯导误差，不仅能节省安装其他辅助导航系统的成本，而且定位精度高，鲁棒性也更强^[9-10]。

目前国内外学者一般采用 GPS 接收机、视觉传感器等设备来校正惯导误差。文献 [11] 分析了捷联惯导系统的主要误差源对系统的影响及误差特性，通过卡尔曼滤波将 GPS 与捷联惯导系统组合，用 GPS 的导航信息对捷联惯导系统的误差进行了有效校正，这是目前常用的组合导航方法，但是在卫星导航拒止的环境下，卫星对无人机的定位信息丢失，惯导误差会迅速发散。文献 [12] 提出一种双伪卫星辅助的惯导误差校正新方法，在伪卫星数目只有两颗时，该方法仍可利用伪卫星的伪距测量序列将惯导的位置误差和接收机钟差估计出来，但是在探测不到伪卫星信号时同样面临方法失效的问题。文献 [13] 描述了一种基于视觉的相对导航和控制策略，使用视觉惯性系统检测未知和非合作的空间物体，用视觉导航设备获取载体间的相对视线矢量，校正相对惯导信息，但是视觉在室外易受环境变化和光线的影响，而且利用视觉往往会延时，不利于实时定位。文献 [14] 提出了利用地标的图像信息来校正惯导系统误差，通过光电平台摄取在飞行区域预设地理位置已知的地标图像信息和距离信息，对比对应的模板图像得出飞机位置信息，再结合惯导输出的位置信息，进而校正惯导误差。这种方法适用于已知区域，在未知的环境并不适用。文献 [15] 利用机载数据链的测距信息结合惯导信息建立机间相对定位模型，一定程度上减缓了惯导定位误差的发散速度，提高了定位精度。相较于其他传感器，本文所用的超宽带（ultra wide band, UWB）模块具有数据传输速度快、多径分辨能力和抗干扰性能强、易携带、测距准确且安全性高的特点^[16-17]，在多无人机惯导定位误差校正方面，测量的相对距离信息实时性和准确性都能得到

保障，使得惯导误差校正效果更好。

本文给出一种运用 UWB 测距信息辅助的惯导误差校正方法，该方法突破以往的单一物体定位，利用 UWB 的测距信息实现多个无人机惯导定位误差的校正，来满足无人机编队在卫星拒止环境下的定位需求。文中首先给出 UWB 测距原理和惯导相对距离算法模型，其次给出惯导误差模型，并且设计出用 UWB 的测距信息校正惯导误差的扩展卡尔曼滤波器，最后通过仿真验证了方法的可行性。

1 无人机编队相对距离算法

计算不同位置的无人机之间的相对距离时，一般以无人机的机体坐标系为基准坐标系，如图 1 所示。无人机的机体坐标系是固定在无人机的遵循右手法则的直角坐标系，其原点位于无人机的质心， OY 轴平行于机身轴线指向机头方向， OX 轴垂直于对称面指向无人机右方， OZ 轴在无人机的对称面内，垂直于 XOY 平面指向无人机上方，构成右手坐标系。

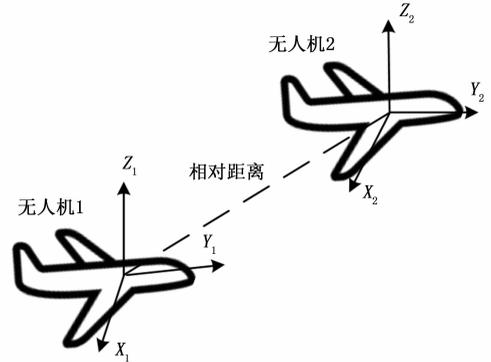


图 1 相对距离观测原理图

无人机的相对距离是指某一架无人机在另一架无人机机体坐标系下距离坐标系原点的之间的距离，简单来说就是两个机体坐标系原点的距离，只不过需要其中某一个机体坐标系作为参考基准。相对距离可以将多无人机编队飞行时的距离变化直观地表现出来，这也是为什么在机体坐标系下测距的原因。无论是利用惯导解算出的位置信息还是 UWB 测得的距离信息都需统一转换到机体坐标系下进行相对距离的解算，这样才便于二者信息的融合。

1.1 UWB 无人机间测距原理

UWB 是一种无线载波通信技术，它不采用正弦载波，而是利用纳秒级的非正弦波窄脉冲传输数据，传输速率非常高。UWB 测距原理是使用时间戳差值法计算电磁波飞行时间，从而计算距离。简单来说，无人机搭载的 UWB 模块主要是利用信号在两个异步收发机之间的飞行时间来测量无人机之间的距离，这种简单的单向双边测距如果两个设备时钟不同步会引入较大的测量误差，所以本文采用双向双向测距法^[18-19]，原理图如图 2 所示。

图中 T_{prop} 是消息传播时间， T_{round1} 和 T_{round2} 是从发出消息到接收到消息的时间间隔， T_{reply1} 和 T_{reply2} 是从接收到消息到发出消息的延时时间，单边双向测距整个

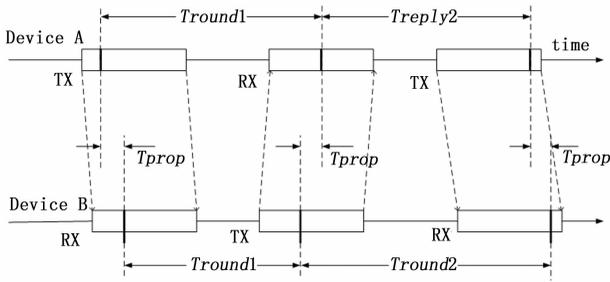


图 2 双边双向测距原理图

测距过程就是模块 A 在 TX 时刻向模块 B 发出消息, 在经过 T_{prop} 时间后 B 模块接收到消息, 然后 B 模块经过 T_{reply} 的短暂延后再向 A 发出消息, 再经过 T_{prop} 的时间, A 接收到消息。而双边双向测距是在单向双边测距的基础上再增加一次通讯, 两次通讯的时间可以相互弥补因为时钟偏移而引入的误差。从而提高测距精度。利用双边双向测距法的信号传播时间计算公式为:

$$T_{prop} = \frac{(T_{round1} * T_{round2} - T_{reply1} * T_{reply2})}{(T_{round1} + T_{round2} + T_{reply1} + T_{reply2})} \quad (1)$$

计算出电磁波传播在无人机之间的传播时间 T_{prop} 后, 已知电磁波通讯的速度为光速, 则无人机 1 和 2 之间的机体坐标系下的距离计算公式为:

$$r_{1,2}^{UWB} = c * T_{prop} \quad (2)$$

式中, c 是光速。

1.2 惯导相对距离解算模型

惯性导航系统利用陀螺和加速度计分别测量运载体的角运动信息和线运动信息, 机载计算机根据这些测量信息解算出无人机的航向、姿态、速度及位置。无人机主要搭载的是惯性导航系统中的捷联式惯性导航系统, 其原理如图 3 所示。

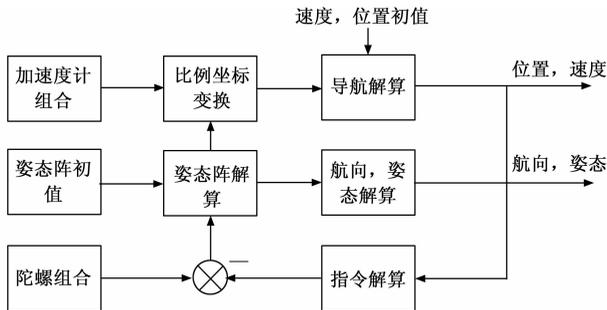


图 3 捷联惯导原理图

从图 3 可以看出, 在使用捷联惯导时必须已知载体的初始速度、位置和姿态矩阵, 结合捷联惯导陀螺仪和加速度计测得的信息进行速度、位置和姿态矩阵的更新计算。在计算姿态矩阵时, 将陀螺仪测得的角速度减去根据导航坐标系和位置速度计算得到的角速度, 得到的差值用来更新姿态矩阵^[8]。在解算出姿态矩阵后, 就便于将加速度计测得的机体坐标系下的比例值转换到导航坐标系中用于速

度和位置的更新计算。此外, 利用姿态矩阵和姿态角的关系, 还可以计算得到姿态角。本节核心内容主要是给出捷联惯导的位置详细解算过程, 从而建立基于惯导的无人机之间相对距离的解算模型。

设惯导的速度和位置的采样更新周期 T 为:

$$T = t_m - t_{m-1} \quad (3)$$

式中, t_m 和 t_{m-1} 分别代表 t_m 时刻和 t_{m-1} 时刻。

选取东北天坐标系为惯性导航坐标系 n , 根据惯导的比力方程可得无人机的速度方程为:

$$\dot{V}^n = C_b^n f^b - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times V^n + g^n \quad (4)$$

式中, C_b^n 是机体坐标系 b 到导航坐标系 n 的坐标变换矩阵, 即无人机的姿态矩阵, f^b 为加速度计测量的比力值, $2\omega_{ie}^n \times V^n$ 为由无人机运动和地球自转引起的哥氏加速度, $\omega_{en}^n \times V^n$ 为由无人机运动引起的对地向心加速度, g^n 为重力加速度, $-(2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times V^n + g^n$ 为有害加速度。速度方程表明, 只有在加速度计输出中扣除有害加速度后, 才能获得无人机在导航系下的几何运动加速度 \dot{V}^n , 对加速度积分一次可得速度, 再积分一次得到位置。

解算出速度后无人机的纬度 L 、经度 λ 、高度 h 的微分方程为:

$$\begin{cases} \dot{L} = \frac{1}{R_M + h} V_N^n \\ \dot{\lambda} = \frac{\sec L}{R_N + h} V_E^n \\ \dot{h} = V_U^n \end{cases} \quad (5)$$

式中, R_M 和 R_N 分别表示无人机所在点子午圈和卯酉圈的曲率半径, V_N^n 、 V_E^n 和 V_U^n 分别表示无人机的北向、东向和天向速度, 记:

$$p = \begin{bmatrix} L \\ \lambda \\ h \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$F_{pV} = \begin{bmatrix} 0 & 1/(R_M + h) & 0 \\ \sec L / (R_N + h) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$V^n = \begin{bmatrix} V_E^n \\ V_N^n \\ V_U^n \end{bmatrix} \quad (8)$$

则有:

$$\dot{p} = F_{pV} V^n \quad (9)$$

将式 (9) 在一个周期 T 积分可得:

$$p_m - p_{m-1} = \int_{t_{m-1}}^{t_m} F_{pV} V^n \approx F_{pV} (V_{m-1}^n + V_m^n) \frac{T}{2} \quad (10)$$

即 t_m 时刻运载体的位置为:

$$p_m = p_{m-1} + \int_{t_{m-1}}^{t_m} F_{pV} V^n \approx p_{m-1} + F_{pV} (V_{m-1}^n + V_m^n) \frac{T}{2} \quad (11)$$

式中, p_{m-1} 和 p_m 分别为 t_{m-1} 和 t_m 时刻的经纬高位置量, V_{m-1}^n 和 V_m^n 分别为 t_{m-1} 和 t_m 时刻的东北天速度量, F_{pV} 会根据位置

的变化而变化。设根据式 (11) 计算出的无人机 1 和无人机 2 的位置坐标分别为 (L_1, λ_1, h_1) 和 (L_2, λ_2, h_2) , 则无人机 2 相对于无人机 1 的机体坐标系距离为:

$$r_{1,2}^k = \begin{bmatrix} r_x^k \\ r_y^k \\ r_z^k \end{bmatrix}_{1,2} = C_n^{b1} \text{diag}(R_{N1} \cos L_1, R_{M1}, 1) \begin{bmatrix} \lambda_2 - \lambda_1 \\ L_2 - L_1 \\ h_2 - h_1 \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中, C_n^{b1} 是惯性导航坐标系向无人机 1 机体坐标系的转换矩阵, R_{M1} 和 R_{N1} 分别表示无人机 1 所在点子午圈和卯酉圈的曲率半径。同理无人机 1 相对于无人机 2 的机体坐标系的距离为:

$$r_{2,1}^k = \begin{bmatrix} r_x^k \\ r_y^k \\ r_z^k \end{bmatrix}_{2,1} = C_n^{b2} \text{diag}(R_{N2} \cos L_2, R_{M2}, 1) \begin{bmatrix} \lambda_1 - \lambda_2 \\ L_1 - L_2 \\ h_1 - h_2 \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中, C_n^{b2} 是惯性导航坐标系向无人机 2 机体坐标系的转换矩阵, R_{M2} 和 R_{N2} 分别表示无人机 2 所在点子午圈和卯酉圈的曲率半径。

2 基于 UWB 测距辅助的惯导误差校正模型

UWB 的测距速度快、精度非常高, 能达到厘米级, 利用 UWB 模块测量的无人机之间的距离可看作是真实距离。无人机各自搭载的惯导设备测得的位置信息相减之后转换到机体坐标系下同样能够获取无人机之间的距离。使用扩展卡尔曼滤波将 UWB 测得的真实距离和惯导信息融合构建惯导误差校正模型, 使用真实距离来校正惯导误差。构建惯导误差模型之前需要分析惯导误差, 从而确定滤波器的参数。

2.1 惯导误差模型

惯性导航的误差随着时间不断积累, 在速度、位置、姿态三方面都会产生误差, 不能长时间用于导航定位。为了建立准确的惯导误差校正模型, 分析惯导在速度、位置以及姿态的误差影响源显得尤为关键。本文通过建立捷联惯导的误差模型^[20], 明确影响误差的各种变量, 为建立惯导误差校正模型奠定基础。

2.1.1 姿态误差方程

惯导姿态误差方程为:

$$\dot{\varphi} = \varphi \times \omega_m^n + \delta\omega_m^n - \delta\omega_b^n \quad (14)$$

式中, 导航坐标系为 n 系, 载体坐标系为 b 系, 而解算出的导航坐标系称为计算导航坐标系, 计算导航坐标系与 n 系存在一定偏差, 记作 n' 系。以 n 系作为参考坐标系, φ 为从 n 系到 n' 系的姿态角误差。 ω_m^n 是导航系相对于惯性系的旋转速率, 主要由位置速率和地球自转速率组成, $\delta\omega_m^n$ 为导航系计算误差, $\delta\omega_b^n$ 为在导航坐标系下陀螺仪测量误差。本式也反映了计算导航系相对于理想导航系的失准角变化规律。

2.1.2 速度误差方程

根据式 (4) 可得惯导速度误差方程为:

$$\delta\dot{V}^n = f^n \times \varphi + V^n \times (2\delta\omega_w^n + \delta\omega_m^n) -$$

$$(2\delta\omega_w^n + \delta\omega_m^n) \times \delta V^n + \delta f^n + \delta g^n \quad (15)$$

式中, δf^n 为在导航坐标系下加速度计测量误差, $\delta\omega_w^n$ 为地球自转角速度计算误差, $\delta\omega_m^n$ 为导航系计算误差, f^n 为在导航坐标系下加速度计测量值, φ 为姿态角误差, δV^n 为速度误差, δg^n 为重力误差。

2.1.3 位置误差方程

选取地理坐标系为惯性导航坐标系, 对式 (5) 的位置微分方程求偏差, 考虑到式子中的 R_M 和 R_N 在短时间内变化很小, 看作常值, 可得在经度、纬度和高度误差方程:

$$\begin{cases} \delta\dot{L} = \frac{1}{R_M + h} \delta V_N - \frac{V_N}{(R_M + h)^2} \delta h \\ \delta\dot{\lambda} = \frac{\sec L}{R_N + h} \delta V_E + \frac{V_E \sec L \tan L}{R_N + h} \delta L - \frac{V_E \sec L}{(R_N + h)^2} \delta h \\ \delta\dot{h} = \delta V_U \end{cases} \quad (16)$$

式中, δL 表示纬度误差, $\delta \lambda$ 表示经度误差, δh 表示高度误差, 记惯导在惯性导航坐标系下的速度分量为 $V^n = [V_E V_N V_U]^T$, 速度误差分量为 $\delta V^n = [\delta V_E \delta V_N \delta V_U]^T$ 。

2.2 惯导误差校正模型

2.2.1 状态方程

设共有 k 架无人机, 以惯导误差作为状态量, 则第 i ($0 < i \leq k$) 架无人机的状态方程为:

$$\dot{X}^i(t) = F^i(t)X^i(t) + G^i(t)\omega^i(t) \quad (17)$$

式中, 状态量 X^i 共 9 维, 包含 3 维位置误差量 $\delta L^i, \delta \lambda^i, \delta h^i$, 3 维速度误差量 $\delta V_E^i, \delta V_N^i, \delta V_U^i$, 3 维惯导姿态误差角 $\varphi_E^i, \varphi_N^i, \varphi_U^i$, 如式 (18) 所示:

$$X^i = [\delta L^i \quad \delta \lambda^i \quad \delta h^i \quad \delta V_E^i \quad \delta V_N^i \quad \delta V_U^i \quad \varphi_E^i \quad \varphi_N^i \quad \varphi_U^i]^T \quad (18)$$

$\omega^i(t)$ 是零均值的白噪声序列, $G^i(t)$ 为系统的误差系数矩阵, $F^i(t)$ 为状态矩阵:

$$F^i(t) = (F_{INS}^i)_{9 \times 9} \quad (19)$$

式中, F_{INS}^i 为 9 维基本导航参数对应的系统矩阵, 记:

$$F_{INS}^i = \begin{bmatrix} (F_{PP}^i)_{3 \times 3} & (F_{VP}^i)_{3 \times 3} & (F_{AP}^i)_{3 \times 3} \\ (F_{PV}^i)_{3 \times 3} & (F_{VV}^i)_{3 \times 3} & (F_{AV}^i)_{3 \times 3} \\ (F_{PA}^i)_{3 \times 3} & (F_{VA}^i)_{3 \times 3} & (F_{AA}^i)_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (20)$$

F_{PP}^i, F_{VP}^i 和 F_{AP}^i 分别为位置误差、速度误差和姿态角误差对位置误差影响的子矩阵, F_{PV}^i, F_{VV}^i 和 F_{AV}^i 分别为位置误差、速度误差和姿态角误差对速度误差影响的子矩阵, F_{PA}^i, F_{VA}^i 和 F_{AA}^i 分别为位置误差、速度误差和姿态角误差对姿态角误差影响的子矩阵。这些子矩阵都可以通过 2.1 节的惯导误差模型计算得出。

2.2.2 量测方程

以 UWB 的测距信息作为观测量, 由于本文假定 UWB 在安装过程中经过标定, 已经和无人机机体坐标系重合, 因此无人机 i 获取的与无人机 j 的相对距离可表达为:

$$r_{i,j}^{UWB} = \begin{bmatrix} r_x^i \\ r_y^i \\ r_z^i \end{bmatrix}_{i,j} + V \quad (21)$$

式中, $[r_x^i \quad r_y^i \quad r_z^i]^T_{i,j}$ 表示两架无人机相对距离真值在机体

坐标系三轴的分量, V 表示 UWB 的测量随机误差, 考虑为高斯白噪声, 且在卫星拒止环境下无人机之间的距离很小, 因此忽略 UWB 的非视距传播误差。根据 1.2 节惯导相对距离的算法, 将 UWB 测出的距离 $r_{i,j}^{UWB}$ 与同一时间惯导计算出的距离相减得到无人机 i 的量测方程为:

$$Z^i = \begin{bmatrix} r_x^{UWB} - r_x^g \\ r_y^{UWB} - r_y^g \\ r_z^{UWB} - r_z^g \end{bmatrix}_{i,j} = H^i(t)X^i(t) + V^i \quad (22)$$

式中, $H^i(t)$ 是第 i 架无人机的量测矩阵, V^i 是第 i 架无人机量测噪声序列, 这里看作是零均值的白噪声序列。

2.2.3 扩展卡尔曼滤波模型

构建完状态方程 (17) 和量测方程 (22) 后利用扩展卡尔曼滤波进行更新计算, 其中将状态方程和量测方程离散化得:

$$X_k = \Phi_{k,k-1}X_{k-1} + \Gamma_{k-1}W_{k-1} \quad (23)$$

$$Z_k = H_kX_k + V_k \quad (24)$$

进一步可得扩展卡尔曼滤波公式为:

$$\hat{X}_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1}\hat{X}_{k-1} \quad (25)$$

$$P_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1}P_{k-1}\Phi_{k,k-1}^T + \Gamma_{k-1}Q_{k-1}\Gamma_{k-1}^T \quad (26)$$

$$K_k = P_{k/k-1}H_k^T(H_kP_{k/k-1}H_k^T + R_k)^{-1} \quad (28)$$

$$\hat{X}_k = \hat{X}_{k/k-1} + K_k(Z_k - H_k\hat{X}_{k/k-1}) \quad (29)$$

$$P_k = (I - K_kH_k)P_{k/k-1}(I - K_kH_k)^T + K_kR_kK_k^T \quad (30)$$

式中, $\Phi_{k,k-1}$ 为离散化的状态转移矩阵, R 和 Q 为量测噪声和系统噪声的协方差矩阵, P 为估计协方差矩阵。具体算法流程图如 4 所示。

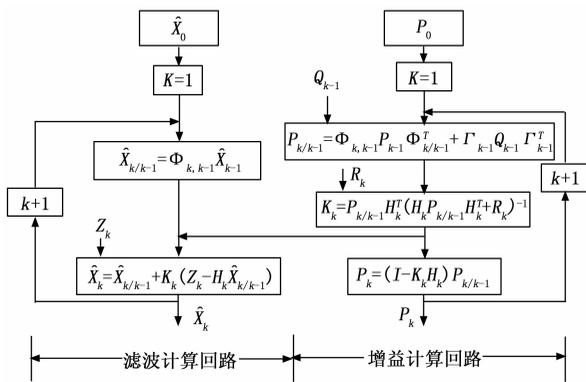


图 4 扩展卡尔曼滤波计算流程图

经过离散化和线性化后, 扩展卡尔曼滤波的迭代要经过时间更新和量测更新两个过程。计算流程主要体现在两个计算回路上, 其中增益回路是可以独立进行计算的, 不依赖回路外的任何参数, 但是滤波回路的计算需要用到增益回路计算得到的滤波增益值。通过给定初值 \hat{X}_0 与 P_0 , 结合 k 时刻的量测 Z_k , 递推计算出 k 时刻的状态估计 \hat{X}_k 。

3 仿真分析

3.1 仿真初始条件

设定两架无人机编队飞行, 分别为无人机 1 和 2, 都搭载相同的捷联惯导系统、通信设备和 UWB 模块, 无人机 2

伴随无人机 1 飞行, 两架无人机除了起始位置不同, 飞行轨迹完全相同, 通过 UWB 测量无人机间的相对距离来相互校正惯导定位误差。仿真过程中考虑 UWB 测距噪声为高斯噪声。仿真参数如表 1 所示。

表 1 仿真参数设置

参数	数值
仿真时间	100 s
无人机 1 初始位置	(114.60°, 28.65°, 1 000 m)
无人机 1 初始速度	北向 10 m/s
无人机 2 初始位置	(114.65°, 28.70°, 1 010 m)
无人机 2 初始速度	北向 10 m/s
惯导初始误差角	(0.01 rad, 0.03 rad, 0.03 rad)
UWB 测距噪声	0.03 m

3.2 仿真结果及分析

通过对两架无人机编队飞行只依赖惯导定位和搭载 UWB 辅助惯导定位的两种不同情况进行仿真。无人机 1 和无人机 2 的 100 s 内纯惯导定位和 UWB 辅助惯导定位速度误差曲线走势图如图 5 和图 6 所示, 并结合速度误差仿真数据给出了校正前后的速度均方根误差值如表 2 和表 3 所示。

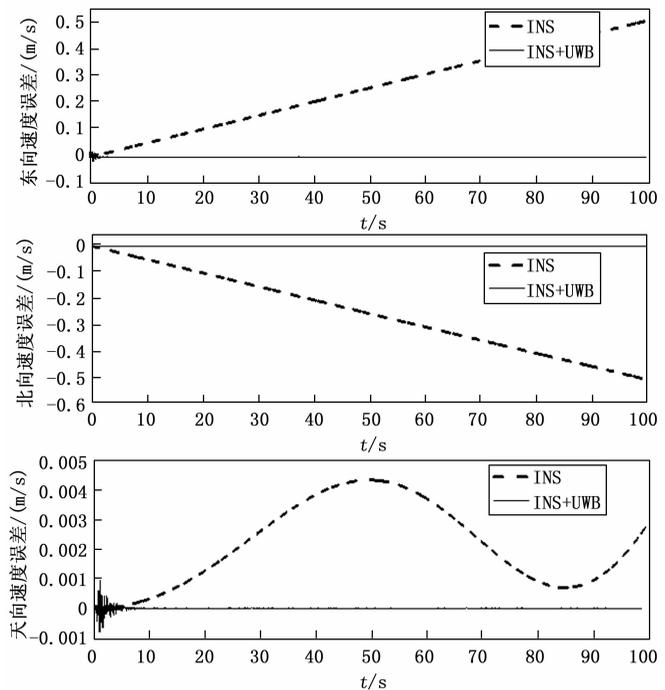


图 5 无人机 1 速度误差校正前后对比图

表 2 无人机 1 速度误差校正前后对比

速度误差	RMSE/(m/s)	
	校正前	校正后
东向	0.294 5	0.001 9
北向	0.296 8	6.0991×10^{-5}
天向	0.002 5	5.3795×10^{-5}

从图 5 可以看出在卫星拒止环境下, 无人机 1 只依赖惯

导定位时，初始速度误差比较小，但随着定位时间的增加，速度误差也在不断地增加，在 100 s 时东向和北向速度误差达到 0.5 m/s，在天向速度误差虽然在波动，但是误差同样有所增加，总的来说速度误差呈现发散的情况。而无人机 1 利用 UWB 测距辅助惯导定位时三个方向的速度误差都围绕 0 m/s 上下微小的波动，初始速度误差相较于纯惯导会大一些，这主要和滤波器参数设置有关，但这微小的误差在可接受范围之内，且随着定位时间的增加误差迅速收敛，而且结合表 2 可以直观地看出利用 UWB 辅助校正惯导速度误差的收敛情况与可行性。

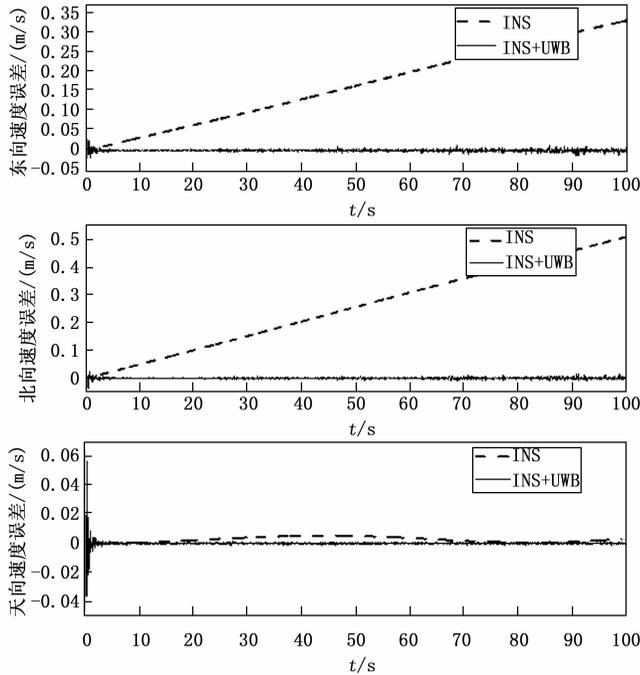


图 6 无人机 2 速度误差校正前后对比图

表 3 无人机 2 速度误差校正前后对比

速度误差	RMSE/(m/s)	
	校正前	校正后
东向	0.194 8	0.002 8
北向	0.295 5	0.003 2
天向	0.003 1	0.002 0

从图 6 可以看出在拒止环境下，无人机 2 只依赖惯导定位面临着和无人机 1 同样的问题，东向和北向速度误差随着定位时间的增加越来越大，天向速度误差在 0 s 到 70 s 内先增加后减小，在 70 s 到 100 s 时速度误差又在不断增加，相较于 UWB 辅助惯导定位而言可认为其在发散。同时结合表 3 速度均方根误差值可证明利用 UWB 的测距信息可以有效抑制无人机惯导速度误差发散，提升定位中的速度计算精度。

无人机 1 和无人机 2 的 100 s 以内的纯惯导定位和 UWB 辅助惯导定位的三个方向的位置误差曲线走势如图 7 和图 8 所示，并结合仿真数据给出校正前后的波动峰值如

表 4 和表 5 所示。

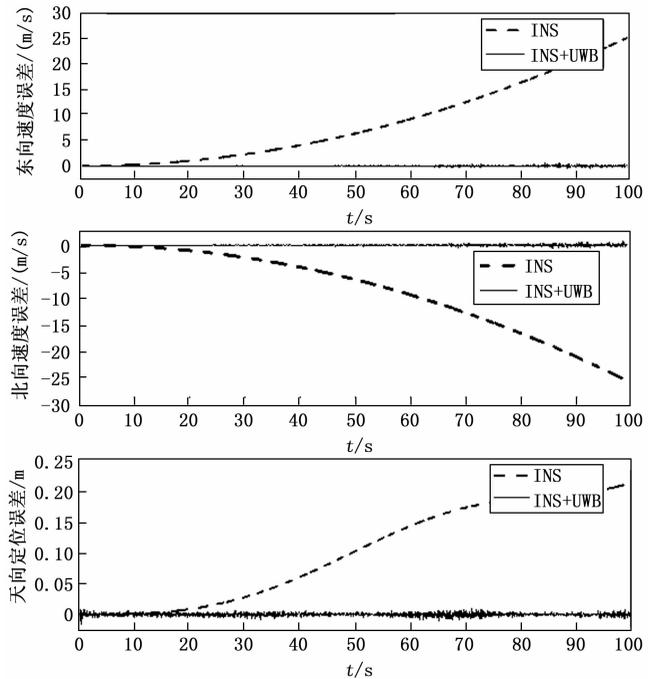


图 7 无人机 1 位置误差校正前后对比图

表 4 无人机 1 位置误差校正前后波动峰值

位置误差	波动峰值/m	
	INS	INS+UWB
东向	25.53	0.62
北向	-25.72	0.74
天向	0.21	0.01

从图 7 可以看出无人机 1 只依赖惯导定位时在东向和北向初始 10 s 的误差比较小，但是在 10 s 之后定位误差开始发散，随着定位时间的增加误差也在不断增大。天向定位误差在 15 s 前比较小，但在 15 s 之后同样开始发散，只依赖惯导无法胜任无人机 1 的导航定位任务。反观 UWB 测距辅助惯导定位三个方向在 100 s 以内的定位误差都在 0 m 上下微小波动，结合表 4 来看，只依赖惯导定位时，东向和北向的波动峰值都超过了 25 m，在天向达到了 0.21 m，UWB 辅助惯导定位的各方向位置误差则不超过 1 m，校正结果显著，惯导的定位误差得到有效抑制。

表 5 无人机 2 位置误差校正前后波动峰值

位置误差	波动峰值/m	
	INS	INS+UWB
东向	25.54	0.62
北向	25.72	0.74
天向	0.21	0.02

从图 8 可以看出无人机 2 只依赖惯导定位时的各方向定位误差曲线走势与无人机 1 基本一致，这是因为在仿真时设置的二者搭载相同的惯导系统且轨迹相同，同样位置误

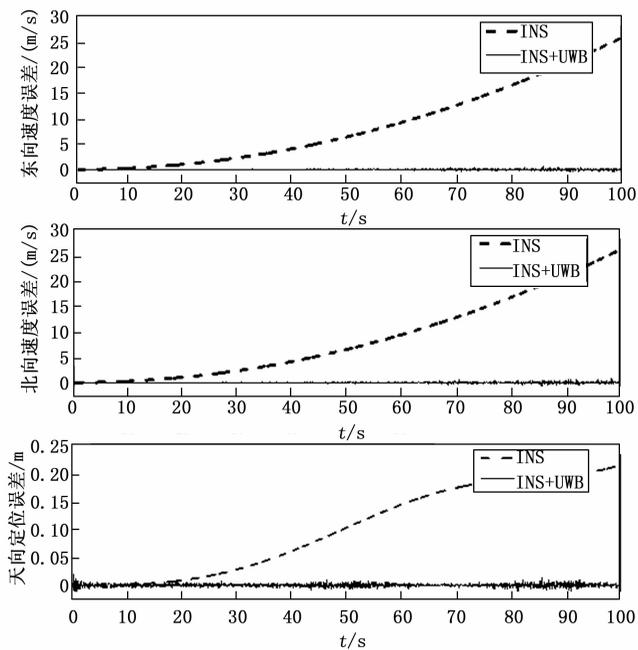


图 8 无人机 2 位置误差校正前后对比图

差随着定位时间的增加在不断增加。通过 UWB 测量的无人机间的相对距离同样能够校正无人机 2 的惯导定位误差, 误差曲线走势平稳, 定位精度高。根据表 5 的峰值数据可以直观的看到校正前的东向和北向的定位误差在 100 s 的时间内超过了 25 m, 在天向波动峰值为 0.21 m, 校正后的各方向定位误差不超过 1 m。

上述内容对仿真结果中速度和位置误差的校正前后曲线图以及表中数据进行了详细分析, 可以说明本文利用 UWB 辅助惯导定位的方法对于校正惯导定位误差、提升惯导定位精度的可行性与有效性。

本文利用扩展卡尔曼滤波算法将 UWB 测量的无人机之间的相对距离信息和惯导信息融合, 进而校正惯导的速度和位置误差。该方法主要存在以下几点优势:

1) UWB 利用纳秒级的非正弦波窄脉冲传输数据, 具有多径分辨能力强和抗干扰性能强的特点, 采用双边双向测距消除了设备时钟不同步引入的测距误差, 进一步提升了测距精度, 经过标定和无人机机体坐标系重合后可以精确测量无人机机体坐标系下的相对距离, 保证了相对距离数据来源的可靠性。

2) UWB 仅用来测距, 不参与定位, 只需考虑测距过程的白噪声误差, 使得扩展卡尔曼滤波融合算法实现相对简单, 能够快速收敛, 提升了算法的运行速度, 保证了定位的实时性。

4 结束语

本文以在卫星导航拒止的环境下, 多个无人机只依赖惯导无法长时间的编队飞行行为背景, 提出了一种利用 UWB 辅助的惯导定位误差校正方法, 该方法融合了 UWB 测距信息和惯导信息, 可利用无人机间相对距离校正参与测距的

无人机惯导的速度和位置误差, 抑制惯导误差的发散, 结合仿真结果验证了方法的可行性与有效性, 为多无人机编队在卫星拒止环境下的定位提供技术参考。但文章所用的扩展卡尔曼滤波算法会引入线性化误差, 还可以针对这一点进行改进, 进一步提升定位精度。

参考文献:

- [1] 周绍磊, 康宇航, 万兵, 等. 多无人机协同编队控制的研究现状与发展前景 [J]. 飞航导弹, 2016 (1): 78-83.
- [2] 乔琛. 面向无人机集群的协同编队控制算法与仿真实现 [D]. 成都: 电子科技大学, 2021.
- [3] YANG J, QIAN J, GAO H. Forest Wildfire Monitoring and Communication UAV System Based on Particle Swarm Optimization [J]. Journal of Physics: Conference Series, 2021, 1982 (1): 012068.
- [4] XONG F, LI A J, WANG H, et al. An SDN-MQTT Based Communication System for Battlefield UAV Swarms [J]. IEEE Communications Magazine, 2019, 57 (8): 41-47.
- [5] 邱华鑫, 段海滨. 从鸟群集群飞行到无人机自主集群编队 [J]. 工程科学学报, 2017, 39 (3): 317-322.
- [6] 周绍磊, 康宇航, 秦亮, 等. 多无人机协同控制的研究现状与主要挑战 [J]. 飞航导弹, 2015 (7): 31-35.
- [7] WANG X, CUI N, GUO J. INS/VisNav/GPS relative navigation system for UAV [J]. Aerospace Science & Technology, 2013, 28 (1): 242-248.
- [8] 秦永元. 惯性导航 [M]. 北京: 科学出版社, 2020.
- [9] 张共恩, 程咏梅, 程承, 等. 基于相对导航的多平台 INS 误差联合修正方法 [J]. 航空学报, 2011 (2): 271-280.
- [10] 宴超然, 黄雪梅, 张康. 基于惯导/数据链测距的相对导航方法研究 [J]. 计算机仿真, 2020, 37 (5): 55-60, 109.
- [11] 徐梓峰, 卢艳娥, 庞春雷. 基于 GPS 的捷联惯导系统误差校正研究 [J]. 计算机测量与控制, 2013, 21 (9): 2518-2521.
- [12] 王戈, 张崇猛, 杨涛, 等. 双伪卫星辅助的惯导误差校正新方法 [J]. 火力与指挥控制, 2012, 37 (11): 141-146.
- [13] FOURIE D, TWEDDLE B, ULRICH S, et al. Vision-based relative navigation and control for autonomous spacecraft inspection of an unknown object [R]. AIAA paper 2013-4759.
- [14] 陈大志, 张广军. 基于地标图像信息的惯导系统误差校正方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2003 (1): 79-82.
- [15] 郝菁, 蔚保国, 何成龙. 基于惯导/数据链的动态相对定位方法 [J]. 计算机测量与控制, 2018, 26 (10): 191-195.
- [16] 卢莹锚. 基于超宽带与惯性导航的联合定位方法的研究 [D]. 上海: 华东理工大学, 2018.
- [17] 刘丽. 基于 UWB/INS 的室内组合定位技术研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.
- [18] 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.
- [19] 熊骏, 熊智, 于永军, 等. 超宽带测距辅助的无人机近距离相对导航方法 [J]. 中国惯性技术学报, 2018, 26 (3): 346-351.
- [20] 窦凌飞. 基于多传感器融合的无人机群作战协同导航算法研究 [D]. 青岛: 青岛科技大学, 2021.