

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.06.013

一种改进的主从式无人机协同导航算法

商 阳, 苏婧婷, 魏 帅, 景 江

(中国航空工业集团公司西安飞行自动控制研究所, 西安 710065)

摘要: 为提高传统基于测距测角信息的主从式无人机协同导航算法下僚机定位精度, 考虑低成本僚机测量设备存在测角测距误差的情况下, 重新构建了主从式无人机协同导航误差模型, 对僚机导航定位误差与测距测角误差进行估计与补偿, 推导了状态方程和量测方程, 采用卡尔曼滤波的方式实现算法。仿真结果表明, 对于陀螺漂移 $10 (^{\circ})/h$ 水平的低精度微机电系统 (Micro electromechanical system, MEMS) 僚机惯导, 在单长机量测组合下, 其 500 s 内东、北向速度误差均方根 (Root mean square, RMS) 分别为 0.25 m/s 和 0.74 m/s; 纬度和经度误差 RMS 分别为 17.10 m 和 9.10 m, 相比传统算法速度精度提高 3~10 倍, 位置精度提高约 20 倍; 在双长机量测组合下僚机定位精度接近长机水平。对僚机测距误差估计精度较高, 测角误差估计精度受僚机自身航向精度影响, 若存在磁航向等外部航向基准, 能够进一步提升测角误差估计精度。

关键词: 导航、制导与控制; 主从式协同导航; 测距测角误差; 卡尔曼滤波; 无人机

中图分类号: V249

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2024)06-1097-07

An Improved Cooperative Navigation Algorithm for Master-Slave UAV Formation

SHANG Yang, SU Jingting, WEI Shuai, JING Jiang

(AVIC Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: In order to improve the positioning accuracy of the traditional master-slave unmanned aerial vehicle (UAV) cooperative navigation algorithm based on range and angle measurement information, given the angle and range measurement errors of low-cost slave UAV measuring equipment, the error model of the cooperative navigation system of master-slave UAV is reconstructed. The navigation and measurement errors of the slave UAV are estimated and compensated. The state equations and measurement equations are derived, then the algorithm is implemented using Kalman filter. Simulation results show that for a slave UAV's inertial navigation system based on a low accuracy micro electromechanical system (MEMS) with a gyro drift level of $10 (^{\circ})/h$, the root mean square (RMS) of the east and the north velocity errors within 500 s are 0.25 m/s and 0.74 m/s, respectively, and the RMS of the latitude and the longitude errors are 17.10 m and 9.10 m, respectively, under single master UAV combined navigation. The speed accuracy is 3—10 times higher than that of the traditional algorithm, and the position accuracy is about 20 times higher. The positioning accuracy is close to the level of master UAV under double mater UAVs' measurement references. The estimation accuracy of range measurement errors of the slave UAV is high, while the estimation accuracy of angle measurement errors is affected by the heading accuracy of the slave UAV itself. The estimation accuracy of angle measurement error can be further improved if heading references such as magnetic heading exist.

Key words: navigation, guidance and control; master-slave cooperative navigation; range and angle measurement errors; Kalman filter; unmanned aerial vehicle (UAV)

收稿日期: 2024-06-02; 修订日期: 2024-11-20

通信作者: 商阳, 男, 高级工程师, E-mail: shangy12@outlook.com。

引用格式: 商阳, 苏婧婷, 魏帅, 等. 一种改进的主从式无人机协同导航算法[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(6): 1097-1103. SHANG Yang, SU Jingting, WEI Shuai, et al. An improved cooperative navigation algorithm for master-slave UAV formation[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(6): 1097-1103.

无人机(Unmanned aerial vehicle, UAV)协同导航是指各无人机之间通过相互信息传输与共享,综合各机信息实现相对导航定位的方式,协同导航方式主要分为主从式和平行式两种^[1-3]。主从式主要是单一或多个高精度长机,将其信息共享给低精度僚机进行协同导航;平行式则是通过精度接近的多无人机之间相互共享信息,实现协同导航^[4-6]。协同导航方式能够综合无人机之间的相对定位信息,提升定位精度。

无人机协同导航的相对测量信息,主要包括依靠激光雷达、激光测角仪等设备提供的测距测角信息,以及微波、多普勒等设备提供的测距测速信息,依靠相对定位信息,可以实现无人机之间协同导航定位^[7-8]。目前协同导航算法按原理大致可以分为4类:基于数学模型优化、基于贝叶斯滤波、基于概率图理论和基于机器学习算法,其中以卡尔曼滤波为基础的滤波优化算法是应用最为广泛的方法^[9-10]。文献[11]提出了一种基于测距/测速信息的无人机协同导航方式,以相对测量的位置和速度信息为量测进行协同导航。文献[12]提出一种通过增加从艇之间相对距离量测的主从式无人艇协同导航方法,抑制误差累计,提升了从艇导航定位精度。文献[13]针对无人平台在城市密集环境中卫星精度受限问题,设计了无人机/无人车分层协同导航方案,提出了一种基于状态变换卡尔曼滤波的无人机/车跨域协同导航方法,对高空无人机、机车与主从无人车之间的绝对/相对导航信息进行融合,提高了无人车编队导航精度。文献[14]针对复杂环境中数据链断链和卫星信号干扰等问题,融合卫星绝对信息和视觉相对信息,规划多无人机间的信息传递方式,采用一种多地标接力辅助导航算法实现协同导航,提升了多无人机在复杂环境中的导航定位能力。文献[15]提出一种基于航姿参考系统的无人机集群协同导航方法,设计了基于机间测距的分布式协同导航滤波器,利用构建的协同精度因子完成最优节点筛选,并通过故障识别与隔离算法完成对受扰协同量测信息的诊断与系统重构,解决卫星部分拒止下的集群导航定位问题。

以上相关研究均提供了一些利用相对测量信息进行协同导航的解决方案,但未考虑面向低成本测角测距设备本身存在测量误差情况下的协同导航方案,因此这些方法对于测角测距量测量本身存在误差时适配程度不高,比如低成本的无人机使用性能较差的测量设备等情况。

本文考虑低成本无人机僚机携带的测量设备存在测量误差情况,提出了一种改进的基于相对测角测距信息的主从式无人机协同导航定位算法,通

过长机僚机的绝对定位信息与其之间相对定位信息,对僚机自身导航定位误差与相对测角测距信息测量误差同时进行估计与修正,进一步提升了僚机定位精度,建立了系统导航定位算法模型,通过仿真分析验证了算法的有效性。

1 协同导航滤波器设计

1.1 坐标系与参数定义

协同导航算法使用僚机测量的长机僚机之间相对距离和角度信息,结合长机僚机绝对位置数据,对低精度僚机系统误差进行估计补偿,提升僚机定位精度。僚机测角测距数据信息可以利用视觉、匹配等方式得到,僚机相对长机测角测距示意图如图1所示。

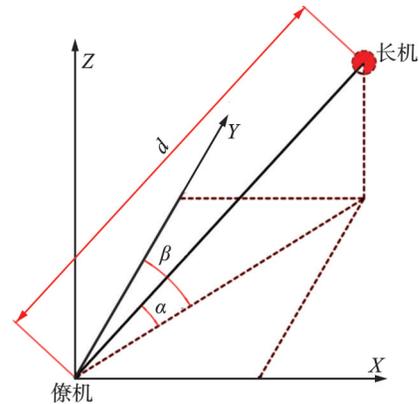


图1 僚机相对测角测距示意图

Fig.1 Schematic diagram of relative angle and range measurement of slave UAV

定义僚机机体坐标系 B ,原点为僚机中心,坐标系 XYZ 轴分别指向僚机机体右前上方向;长机僚机连线与僚机 XY 平面的夹角定义为测量高度角 α ,长机在平面上方为正,下方为负;长机僚机连线在僚机 XY 平面的投影,与僚机机头方向夹角定义为测量方位角 β ,长机相对僚机右偏为正,左偏为负;长机僚机连线长度定义为测量距离 d 。

1.2 状态方程建立

协同导航系统状态方程状态变量共18维,其状态方程表示为

$$\dot{X}(t) = F(t) \cdot X(t) + W(t) \quad (1)$$

式中: $X(t)$ 为 18×1 维状态变量,其前15维分别为:僚机平台失准角 ϕ_E, ϕ_N, ϕ_U ,僚机地理系速度误差 $\delta V_E, \delta V_N, \delta V_U$,僚机位置误差 $\delta_L, \delta_\lambda, \delta_h$,僚机机体三轴陀螺漂移 $\epsilon_X, \epsilon_Y, \epsilon_Z$,僚机机体三轴加计零位 $\nabla_X, \nabla_Y, \nabla_Z$; $F(t)$ 为 18×18 维系统状态矩阵; $W(t)$ 为18维系统驱动噪声。

前15维状态变量和 F, W 矩阵对应元素形式,与惯导系统通用误差方程一致,除此之外在原有15维状态变量的基础上,增补3个状态变量,分别

为:相对测距误差 δ_d ,高度角测量误差 δ_α 和方位角测量误差 δ_β ,状态方程中 F 、 W 矩阵以0元素进行相应增补。

1.3 量测方程建立

长机导航信息可以通过数据链将自身定位结

$$\begin{aligned} \tilde{D}_{\text{相对}}^{\text{B}} &= \begin{bmatrix} \tilde{D}_X \\ \tilde{D}_Y \\ \tilde{D}_Z \end{bmatrix} = (d + \delta_d) \begin{bmatrix} \cos(\alpha + \delta_\alpha) \sin(\beta + \delta_\beta) \\ \cos(\alpha + \delta_\alpha) \cos(\beta + \delta_\beta) \\ \sin(\alpha + \delta_\alpha) \end{bmatrix} \approx \\ & D + \begin{bmatrix} \cos \alpha \sin \beta & -d \cdot \sin \alpha \sin \beta & d \cdot \cos \alpha \cos \beta \\ \cos \alpha \cos \beta & -d \cdot \sin \alpha \cos \beta & -d \cdot \cos \alpha \sin \beta \\ \sin \alpha & d \cdot \cos \alpha & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta_d \\ \delta_\alpha \\ \delta_\beta \end{bmatrix} \triangleq D + M \cdot \begin{bmatrix} \delta_d \\ \delta_\alpha \\ \delta_\beta \end{bmatrix} \triangleq D + \delta D \end{aligned} \quad (2)$$

式中: δ_d 、 δ_α 、 δ_β 分别为相对距离测量误差、高度角测量误差和方位角测量误差; \tilde{D}_X 、 \tilde{D}_Y 、 \tilde{D}_Z 为 $\tilde{D}_{\text{相对}}^{\text{B}}$ 在

僚机机体系下三轴分量; $D = d \cdot \begin{bmatrix} \cos \alpha \sin \beta \\ \cos \alpha \cos \beta \\ \sin \alpha \end{bmatrix}$ 为长

机僚机之间真实相对距离在僚机机体系的投影; δD 为相对距离误差在僚机机体系投影; M 为转换矩阵。忽略二阶小量,将式(2)转换到地理系,考虑僚机自身姿态误差,可以表示为

$$\begin{aligned} \tilde{D}_{\text{相对}}^{\text{N}} &= \tilde{C}_b^n \cdot \tilde{D}_{\text{相对}}^{\text{B}} = (I - [\phi \times]) C_b^n \cdot (D + \delta D) \approx \\ & C_b^n \cdot D + C_b^n \cdot \delta D - [\phi \times] C_b^n \cdot D \end{aligned} \quad (3)$$

式中: $\tilde{D}_{\text{相对}}^{\text{N}}$ 表示相对距离测量值在地理系下投影, C_b^n 为僚机真实姿态矩阵, \tilde{C}_b^n 表示考虑僚机自身误差的姿态矩阵, $\phi = [\phi_E, \phi_N, \phi_U]^T$ 为僚机惯导平台失准角, $[\phi \times]$ 为 ϕ 的叉乘反对称矩阵。式(3)为相对距离差的表达,将其转换为相对经纬度差值表达方式,即长机僚机之间相对位置差的计算值 $\delta_{\text{POS}_{\text{计算}}}$,有

$$\begin{aligned} \delta_{\text{POS}_{\text{计算}}} &= \\ R \cdot \tilde{C}_b^n \cdot \tilde{D}_{\text{相对}}^{\text{B}} &= \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{R_{\text{Mh}}} & 0 \\ \frac{1}{R_{\text{Nh}} \cdot \cos L} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \\ (C_b^n \cdot D + C_b^n \cdot \delta D - [\phi \times] C_b^n \cdot D) &= \\ R \cdot C_b^n \cdot D + R \cdot C_b^n \cdot \delta D - R \cdot [\phi \times] C_b^n \cdot D \end{aligned} \quad (4)$$

式中: R 矩阵为东北天向距离转换为经纬度差值的转换矩阵, R_{Mh} 、 R_{Nh} 分别为地球卯酉圈与子午圈半径, L 为僚机纬度。

另一方面,长机僚机之间相对位置差的直接测量结果 $\delta_{\text{POS}_{\text{测量}}}$ 可以表达为

$$\delta_{\text{POS}_{\text{测量}}} = P_{\text{INS}} + \Delta - (P + \delta_p) \quad (5)$$

式中: P_{INS} 表示长机真实位置, P 为僚机的真实位

果传输给僚机,此外僚机可以通过自身吊舱设备测量相对长机的距离与方位信息,考虑僚机测距测角误差,长机僚机之间相对距离测量值在僚机机体系投影 $\tilde{D}_{\text{相对}}^{\text{B}}$ (变量上方“~”表示带误差的实际值)表达为

置, δ_p 为僚机位置误差; $\Delta = [\Delta_L, \Delta_\lambda, \Delta_h]^T$ 为长机位置误差,长机在有组合导航情况下定位精度较高,可以当作白噪声处理。

综上,结合式(4~5)构造位置量测 Z ,定义为长机僚机之间相对位置差的测量值与计算值之差,有

$$\begin{aligned} Z &= \delta_{\text{POS}_{\text{测量}}} - \delta_{\text{POS}_{\text{计算}}} = P_{\text{INS}} + \Delta - (P + \delta_p) - \\ & (R \cdot C_b^n \cdot D + R \cdot C_b^n \cdot \delta D - R \cdot [\phi \times] C_b^n \cdot D) = \\ & [(P_{\text{INS}} - P) - R \cdot C_b^n \cdot D] - \delta_p - R \cdot C_b^n \cdot \delta D + \\ & R \cdot [\phi \times] C_b^n \cdot D + \Delta = \\ & [-R \cdot [(C_b^n \cdot D) \times] 0_{3 \times 3} - I_{3 \times 3} 0_{3 \times 6} - R \cdot C_b^n \cdot M] \cdot \\ & X + \Delta \triangleq H \cdot X + \Delta \end{aligned} \quad (6)$$

式中: $(P_{\text{INS}} - P) - R \cdot C_b^n \cdot D$ 项为长机僚机之间绝对位置差值与相对测量位置差值之差,均为真值,因此相互抵消; H 为系统量测矩阵。式(6)即为系统量测方程。

实际仿真或使用,量测方程左边表示为

$$\begin{aligned} Z &= (\text{POS}_{\text{INS}_M} - \text{POS}_M) - \\ & R \cdot \tilde{C}_b^n \cdot D_M \cdot \begin{bmatrix} \cos \alpha_M \sin \beta_M \\ \cos \alpha_M \cos \beta_M \\ \sin \alpha_M \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (7)$$

式中: $\text{POS}_{\text{INS}_M}$ 表示长机位置测量值, POS_M 表示僚机位置测量值, D_M 、 α_M 、 β_M 分别为长机僚机之间相对距离、高度角和方位角的测量值。

滤波修正处理采用闭环修正方式,对估计出的僚机惯导和测量相关误差进行闭环修正。

2 仿真实验

2.1 仿真轨迹与条件

主从无人机之间的运动具有相对性,为了直观起见,假设僚机静止不动,长机进行一个包括加减速与转弯的机动轨迹,仿真分析组合效果,长机相对运动轨迹如图2所示,长机运动姿态速度曲线如图3所示。

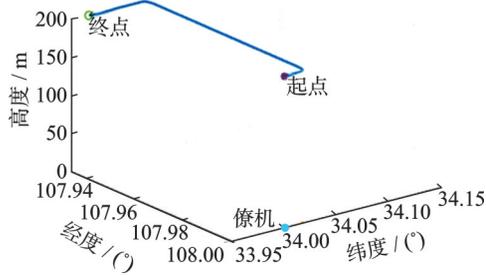


图2 长机相对运动轨迹曲线

Fig.2 Relative motion curve trajectory of master UAV

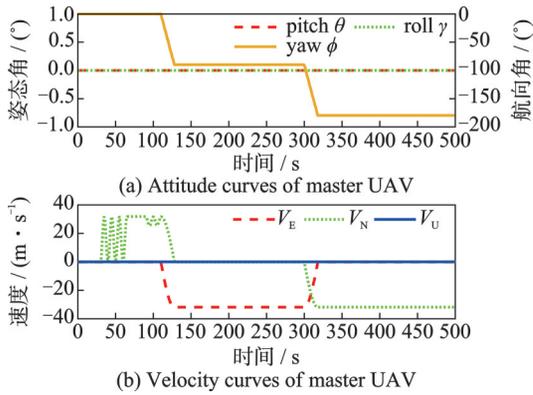


图3 长机运动姿态速度曲线

Fig.3 Attitude and velocity curves of the motion of master UAV

僚机初始位置经纬度与长机初始位置一致,初始高度为0 m(长机初始高度为400 m);使用长机僚机绝对轨迹计算测角测距真值,随后添加对应的器件误差与测量误差。以低成本 STIM300 型 MEMS 陀螺为例,其全温零漂重复性约为 $9 (^{\circ})/h$,则仿真时僚机惯导误差参数及测角测距误差如表1所示。

表1 僚机惯导及测量误差参数

Table 1 Error parameters of inertial navigation system of slave UAV and measurement data

分类	误差项	误差值
陀螺误差	陀螺常值漂移/ $(^{\circ})\cdot h^{-1}$	10
	随机游走系数/ $(^{\circ})\cdot h^{-\frac{1}{2}}$	1.67
加计误差	常值偏置/ μg	100
	随机游走/ $(\mu g\cdot Hz^{-\frac{1}{2}})$	30
测量误差	高度角测量误差/ $(^{\circ})$	0.5
	方位角测量误差/ $(^{\circ})$	1
	测距误差/m	500

该精度的僚机惯导器件,在不考虑僚机初始误差的情况下,仿真500 s时刻东向速度误差约为100 m/s,经纬度单方向位置误差约为8 km,自身基本不具备独立导航能力。

利用相对量测信息进行协同导航仿真,组合滤

波参数如下:卡尔曼滤波器状态变量初值 $X(0)$ 各项均为0,系统噪声方差阵 Q 对角线对应陀螺加计随机游走项,分别取值 $1.5 (^{\circ})/\sqrt{h}$ 和 $720 \mu g$ 。状态变量协方差矩阵 P 对角线中,除去常规组合导航15维协方差初值外,测距误差初值为1000 m,测角误差初值为 10° ;由于长机定位精度较高,位置量测噪声取为5 m。

2.2 单长机协同定位

当建模不考虑僚机测距测角信息误差时,组合仿真结果东、北向速度误差均方根(Root mean square, RMS)分别为2.32和2.29 m/s,纬度和经度误差RMS分别为356.32和381.70 m,如图4所示。导航定位精度有所提高,但整体水平依然相对较低,短时间内误差发散较快,无法用于僚机精确定位。

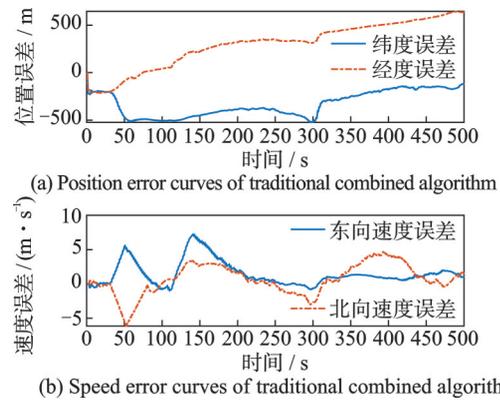


图4 传统组合僚机速度位置误差曲线

Fig.4 Error curves of speed and position of traditional combined algorithm of slave UAV

使用改进算法建模僚机测量误差情况下,进行组合导航修正,僚机速度位置误差结果如图5所示,测距测角误差累计修正量如图6所示。仿真结果表明,改进算法能够显著提升导航精度,僚机东、北向速度误差RMS分别为0.25和0.74 m/s;纬度和经度误差RMS分别为17.10和9.10 m,达到

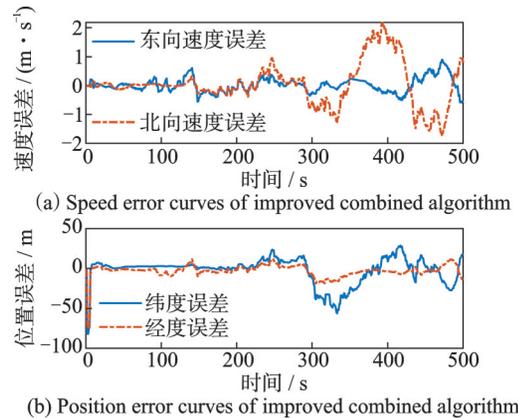


图5 改进算法僚机速度位置误差曲线

Fig.5 Error curves of speed and position of improved algorithm

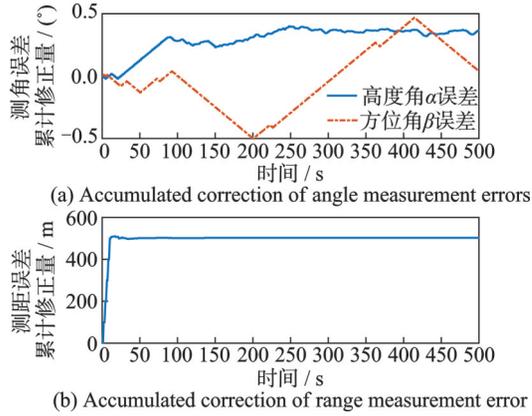


图 6 改进算法僚机测距测角误差累计修正量

Fig.6 Accumulated correction errors of angle and range measuring of improved algorithm

导航可用级别;测量误差估计方面,对测距误差估计精度较高,测角误差估计精度较低。

另一方面,图 5 也表明了僚机不同机动对组合定位结果的影响,当僚机相对长机存在加减速导致两机之间相对速度变化时,速度和位置定位精度均较高,转弯机动与加减速机动效果类似,相对位置的变化能够保证组合滤波结果维持较高精度。约

$$\begin{bmatrix} H_1 \\ H_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -R \cdot [(C_b^n \cdot D) \times] & 0_{3 \times 3} & -I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 6} & -R \cdot C_b^n \cdot M & 0_{3 \times 3} \\ -R \cdot [(C_b^n \cdot D) \times] & 0_{3 \times 3} & -I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 6} & 0_{3 \times 3} & -R \cdot C_b^n \cdot M \end{bmatrix} \quad (10)$$

双长机机动轨迹如图 7 所示。

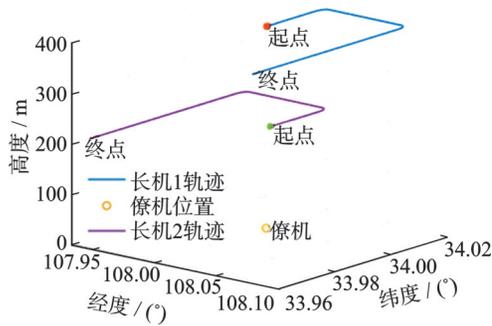


图 7 双长机与僚机相对运动曲线

Fig.7 Relative motion curves between double master UAVs and slave UAV

僚机与长机 1、2 的初始位置如表 2 所示,为避免与三机位置共线引起的重叠遮挡,长机 2 设置的初始经纬度略有区别。

表 2 双长机与僚机初始位置

Table 2 Initial position of double master UAVs and slave UAV

机型	初始纬度/(°)	初始经度/(°)	初始高度/m
僚机	34	108	0
长机 1	34	108	400
长机 2	34.001	108.001	200

350 s 后,当僚机相对长机速度保持稳定后,相对定位精度相比机动变化段有所降低,但绝对误差水平仍可用于相对导航定位。

2.3 双长机协同定位

考虑当存在双长机或基站信息源提供给僚机进行测量,僚机得到两组位置和测角测距信息参考时,仿真其对僚机组合导航结果的影响,长机 2 量测方程推导过程与长机 1 一致,在滤波估计时同时接入两组量测,其量测方程为

$$\begin{bmatrix} Z_1 \\ Z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_1 \\ H_2 \end{bmatrix} \cdot \tilde{X} \quad (8)$$

式中: \tilde{X} 为对 X 扩维 3 维后的状态变量,扩维 3 维分别为 2 号长机的测距误差 δd_2 、高度角测量误差 $\delta \alpha_2$ 和方位角测量误差 $\delta \beta_2$,即

$$\tilde{X}_{21 \times 1} = [X_{18 \times 1}^T \quad \delta d_2 \quad \delta \alpha_2 \quad \delta \beta_2]^T \quad (9)$$

Z_1 、 Z_2 分别为僚机相对长机 1、2 的位置误差量测值, H_1 、 H_2 分别为相对长机 1、2 的量测矩阵,根据式(6),其表达式为

僚机相对长机 1、2 的测角测距误差如表 3 所示。

表 3 双长机测量误差曲线

Table 3 Measurement error curve of double master UAVs

僚机测量误差	误差项	数值
长机 1 测量误差	高度角测量误差/(°)	0.5
	方位角测量误差/(°)	1.0
	测距误差/m	500
长机 2 测量误差	高度角测量误差/(°)	1.0
	方位角测量误差/(°)	1.0
	测距误差/m	200

双长机信息组合结果如图 8、9 所示。

仿真结果表明,僚机东、北向速度误差 RMS 分别为 0.11 和 0.08 m/s;纬度和经度误差 RMS 分别为 0.64 和 0.92 m,基本达到长机同等水平;同样测角测距估计结果中测距误差估计精度较高,测角误差估计精度较低。作为比较,使用传统算法进行双长机组合仿真,其东、北向速度误差 RMS 分别为 35.29 和 5.98 m/s,经纬度误差 RMS 分别为 202.91 和 618.61 m。由于传统算法建模未考虑僚机测距测角误差,双长机量测信息无法与传统算法模型相匹配,其组合结果较差。

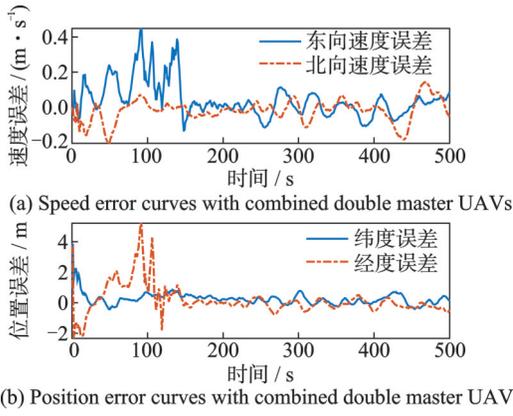


图8 双长机组合时僚机速度位置误差曲线
Fig.8 Error curves of speed and position of the combination of double master UAVs

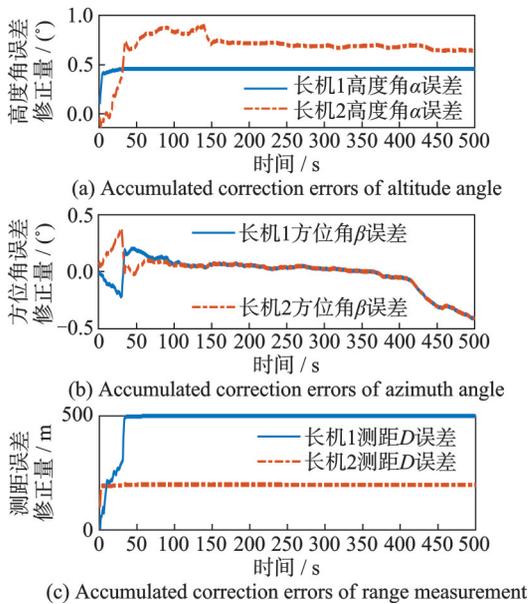


图9 双长机组合时测距测角误差累计修正量
Fig.9 Accumulated correction errors of angle and range measuring of the combination of double master UAVs

另一方面,测距误差收敛速度与长机僚机之间相对位置有关,由于长机1初始位置约在僚机正上方,因此其测距误差观测性和收敛速度弱于处于非特殊角度的长机2,当长机1与僚机相对运动一段时间后,相对高度角脱离特殊范围,其测距误差也迅速收敛。

2.4 关于方位角误差的估计

由于僚机测量方位角定义与僚机自身航向指向相关,因此僚机航向角精度会影响测角误差估计结果,两部分因存在耦合关系导致对方位角误差估计精度较低。若僚机存在磁航向传感器等简单航向基准元件(如中国电科九所的MHS9S01磁航向传感器等,磁航向精度约为 $RMS=0.3^\circ$),能够提供相对准确的航向基准时,对测角误差估计结果可以提高,当其他仿真条件不变,增加额外航向信息来源情况下,测距测角估计结果如图10所示。

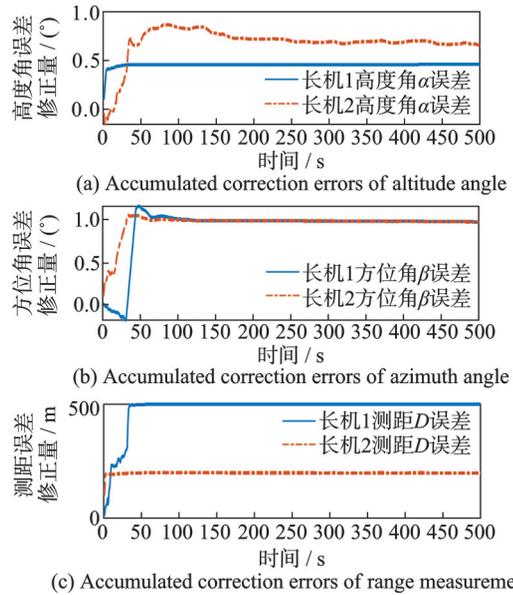


图10 存在航向基准时的双长机组合测距测角误差累计修正量
Fig.10 Accumulated correction errors of angle and range measuring of the combination of double master UAVs with reference heading

仿真结果表明,僚机自身航向精度影响测角误差估计结果,当僚机存在磁传感器等外部航向基准时,能够进一步提升测角误差估计精度;此时僚机东北向速度误差RMS分别为0.10和0.07 m/s;纬度和经度误差RMS分别为0.46和1.00 m,定位精度也能进一步提高。

3 结 论

本文通过提出了一种改进的基于相对测量信息的主从式无人机协同导航算法,考虑低成本僚机携带的测量设备存在测量误差情况,在估计僚机自身导航定位误差的基础上,能够同时估计和补偿僚机测量设备自身的测角测距误差,进一步提升僚机定位精度。仿真结果表明,对于陀螺漂移 $10^\circ/h$ 精度水平的僚机惯导而言,在单长机量测组合导航下,其500s内东、北向速度误差RMS分别为0.25和0.74 m/s;纬度和经度误差RMS分别为17.10和9.10 m,双长机量测参考情况下,僚机定位精度接近长机水平。

僚机测角测距误差估计方面,对测距误差估计精度较高,测角误差估计精度受僚机自身航向精度影响,若存在磁航向传感器等外部航向基准设备时,能够进一步提升测角精度与定位精度。

在实际工作场景下,僚机测量设备除去零位和刻度系数等常值误差项外,其量测误差可能还受到长机僚机之间相对距离等其他多种因素影响,本文量测误差模型需要进一步细化。此外,量测信息的

测量解算过程也需要一定的时间,因此测角测距信号的时间延迟也是进一步需要考虑的问题。

参考文献:

- [1] 许晓伟, 赖际舟, 吕品, 等. 多无人机协同导航技术研究现状及进展[J]. 导航定位与授时, 2017, 4(4): 1-9. XU Xiaowei, LAI Jizhou, LYU Pin, et al. Research status and progress of multi-UAV cooperative navigation technology[J]. Navigation Positioning and Timing, 2017, 4(4): 1-9.
- [2] 岳敬轩, 主从式无人机编队协同导航算法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2023. YUE Jingxuan. Research on cooperative navigation algorithm of master-slave UAV formation[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2023.
- [3] 李旭, 孔鑫, 刘锡祥, 等. 基于交互多模型距离平滑的UWB/IMU因子图组合导航方法[J]. 中国惯性技术学报, 2022, 30(3): 322-327. LI Xu, KONG Xin, LIU Xixiang, et al. UWB/IMU factor graph integrated navigation method based on interactive multi-model distance smoothing[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2022, 30(3): 322-327.
- [4] 谢启龙, 宋龙, 鲁浩, 等. 协同导航技术研究综述[J]. 航空兵器, 2019, 26(4): 23-30. XIE Qilong, SONG Long, LU Hao, et al. Research overview of cooperative navigation technology[J]. Aeronautical Ordnance, 2019, 26(4): 23-30.
- [5] ZHAO W, WANG R, XIONG Z, et al. Aerial swarm cooperative navigation enhancement method based on hybrid linearization belief propagation[C]//Proceedings of 2023 IEEE International Conference on Real-time Computing and Robotics (RCAR). Datong: IEEE, 2023: 396-401.
- [6] 苏炳志, 何权荣, 曹晞, 等. 基于自适应容积信息滤波的无人机相对导航方法[J]. 中国惯性技术学报, 2022, 30(4): 492-500. SU Bingzhi, HE Quanrong, CAO Xi, et al. A relative navigation method for UAV based on adaptive cubature information filtering[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2022, 30(4): 492-500.
- [7] 蒋旭, 熊智, 王融, 等. 基于节点贡献度评估的集群无人机协同导航方法[J]. 导航定位与授时, 2024, 11(5): 82-90. JIANG Xu, XIONG Zhi, WANG Rong, et al. Cooperative navigation method for clustered UAVs based on node contribution evaluation[J]. Navigation Positioning and Timing, 2024, 11(5): 82-90.
- [8] 彭宏泽. 无人机组导航与多机协同定位研究[D]. 长春: 吉林大学, 2024. PENG Hongze. Research on UAV integrated navigation and multi-vehicle cooperative positioning[D]. Changchun: Jilin University, 2024.
- [9] 金红新, 杨涛, 王小刚, 等. 多传感器信息融合理论在无人机相对导航中的应用[J]. 国防科技大学学报, 2017, 39(5): 90-95. JIN Hongxin, YANG Tao, WANG Xiaogang, et al. Application of multi-sensor information fusion theory in relative navigation of UAVs[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2017, 39(5): 90-95.
- [10] 张翌宇, 李楠, 严恭敏. 多无人机协同导航技术与展望[C]//惯性技术发展动态发展方向研讨会文集——新型惯性元件与先进导航技术.[S.l.]: 中国惯性技术学会, 2023. ZHANG Zhaoyu, LI Nan, YAN Gongmin. Development and prospects of multi-UAV cooperative navigation technology [C]//Proceedings of the Seminar on the Dynamic Development Direction of Inertial Technology—New Inertial Components and Advanced Navigation Technology. [S.l.]: Chinese Society of Inertial Technology, 2023.
- [11] 刘晓洋, 李瑞涛, 徐胜红. 基于测距/测速信息的无人机协同导航算法研究[J]. 战术导弹技术, 2019(2): 73-77, 112. LIU Xiaoyang, LI Ruitao, XU Shenghong. Research on UAV cooperative navigation algorithm based on range/speed information[J]. Tactical Missile Technology, 2019(2): 73-77, 112.
- [12] 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): 143-148. CHEN Dongyu. Research on an improved master-slave cooperative navigation technology[J]. Command Control and Simulation, 2023, 45(3): 143-148.
- [13] 罗新灿, 王茂松, 崔加瑞, 等. 基于状态变换卡尔曼滤波的无人机/无人车跨域协同导航[J]. 中国惯性技术学报, 2023, 31(12): 1189-1195, 1202. LUO Xincan, WANG Maosong, CUI Jiarui, et al. State transformation extended Kalman filter for UAV/UGV cross-domain cooperative navigation[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2023, 31(12): 1189-1195, 1202.
- [14] 曹正阳, 张冰, 白屹轩, 等. GNSS/INS/VNS组合定位信息融合的多无人机协同导航方法[J]. 兵工学报, 2023, 44(S2): 157-166. CAO Zhengyang, ZHANG Bing, BAI Yixuan, et al. Multi-UAV cooperative navigation method based on fusion of GNSS/INS/VNS positioning information[J]. Acta Armamentarii, 2023, 44(S2): 157-166.
- [15] 史晨发, 熊智, 蒋旭, 等. 基于AHRS的无人机集群协同导航方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2024. DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0343. SHI Chenfa, XIONG Zhi, JIANG Xu, et al. Cooperative navigation for UAV swarm based on AHRS[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024. DOI: 10.13700/j. bh. 1001-5965.2024. 0343.