

文章编号:1006-2467(2022)11-1438-09

DOI: 10.16183/j.cnki.jsjtu.2022.232

基于相对速度和位置辅助的无人机编队协同导航

郭鹏军¹, 张睿¹, 高关根², 许斌¹

(1. 西北工业大学 自动化学院, 西安 710072; 2. 航空工业西安飞行自动控制研究所, 西安 710065)

摘要: 惯性导航系统的误差随时间累积, 仅依靠惯性导航系统进行定位的无人机编队无法在长航时飞行中获取高精度导航信息. 针对这一问题, 面向主从式无人机编队提出一种协同导航方案. 首先, 在无人机上配置相对导航传感器, 测量主从无人机编队成员之间的相对速度和相对位置信息; 其次, 考虑编队成员之间的相对位姿, 研究空间统一转换方案, 将编队各成员依靠惯性导航系统测量的绝对导航信息与相对传感器测量的相对导航信息统一到同一导航坐标系下; 最后, 给出基于相对速度和相对位置辅助的协同导航方案. 30 min 仿真结果表明, 采取该方案后, 从机各方向上的速度和位置误差分别收敛至 0.1 m/s 和 5 m, 证实该方案相较于惯性导航系统更适用于长航时飞行场景.

关键词: 协同导航; 相对导航; 空间信息统一; 无人机

中图分类号: V 249.32 **文献标志码:** A

Cooperative Navigation of UAV Formation Based on Relative Velocity and Position Assistance

GUO Pengjun¹, ZHANG Rui¹, GAO Guangen², XU Bin¹

(1. School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Ltd., Xi'an 710065, China)

Abstract: Because the navigation errors of inertial navigation system accumulate with time, the unmanned aerial vehicle (UAV) formation that only relies on inertial navigation system for positioning cannot obtain precision navigation information in long time flight. To solve this problem, this paper proposes a cooperative navigation scheme for master-slave UAV formation. First, the UAV is equipped with relative navigation sensors to measure the relative velocity and position information between the members of the master-slave UAV formation. Then, considering the relative pose of formation members, the spatial unified transformation scheme is studied. The absolute navigation information measured by each member of UAV formation by inertial navigation system and the relative navigation information measured by relative sensors is unified into the same navigation coordinate system. Finally, a cooperative navigation scheme based on relative velocity and relative position assistance is given. The 30 min simulation results show that the speed and position errors of each cluster converge to 0.1 m/s and 5 m respectively under this scheme, which is more suitable than the inertial navigation system.

收稿日期: 2022-06-21

基金项目: 国家自然科学基金(61933010), 航空科学基金(201905018002, 201905018003)资助项目

作者简介: 郭鹏军(1996-), 男, 陕西省咸阳市人, 博士生, 从事无人机集群导航研究.

通信作者: 许斌, 男, 教授, 博士生导师, 电话(Tel.): 029-88431323; E-mail: smlieface, binxu@gmail.com.

Key words: collaborative navigation; relative navigation; spatial information unification; unmanned aerial vehicle (UAV)

近几年来随着科学技术不断发展,无人机(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)在军事和民用领域应用越来越广泛. 单个无人机执行任务能力有限,相比之下,无人机编队协同工作具有任务完成率高、功能性强和优化任务分配等优点. 实时获取高精度导航信息是无人机编队飞行的可靠保障^[1-2]. 目前,主流的无人机编队导航方式是全球导航卫星系统(Global Navigation Satellite System, GNSS)和惯性导航系统(Inertial Navigation System, INS)组合导航,利用 GNSS 信号修正惯性设备的漂移误差. 但复杂战场环境或外界遮挡环境可能导致 GNSS 不可用,其惯性导航在长时间运行中会导致误差积累,若编队都采用高精度的惯性器件,飞行成本会大幅增加.

无人机协同导航利用各成员自身导航信息以及各成员之间的相对导航信息共享来抑制惯性导航的解算误差. 根据编队内的信息交互架构,可将无人机编队方式分为平行式^[3-4]和主从式^[5-6]. 平行式以去中心化思想,各成员任务等级相同;而主从式编队中,成员分为长机和僚机,在全球定位系统(Global Positioning System, GPS)拒止环境中,长机和僚机通过机载数据链进行导航信息的交互^[7],长机可在敌方防控区域外进行巡航,而由僚机进入拒止区域进行侦察和打击^[8]. 协同导航技术主要涉及相对导

航方式^[9-10]、编队构型、集群信息交互和定位导航算法等技术^[11-12]. 目前针对协同导航已有一定研究,文献^[13]依据无线信号的接收角度和信号强度得到方位距离,并基于几何关系进行求解,但该模型为二维陆地机器人编队模型,无法应用于高机动特性的三维无人机编队;文献^[14]基于联邦滤波提出无人机集群分层式协同导航模型,提高了编队导航的容错能力,但其协同导航模型只对其速度和位置误差进行估计,并未考虑相对传感器误差以及僚机失准角的校正,无法满足长航时的导航需求.

本研究针对主从式无人机编队形式提出一种相对速度和位置辅助的无人机协同导航方案. 首先,在考虑相对导航传感器误差的前提下,结合惯性导航的误差方程建立协同导航系统的状态方程;其次,将相对导航信息与绝对导航信息进行空间统一,建立相对速度和相对位置综合量测模型;最后,利用卡尔曼滤波器估计僚机的导航误差并进行误差补偿,提升各僚机的导航精度.

1 协同导航系统方案设计

协同导航系统方案基本思路如图 1 所示. 图中: M 为长机; S_n 为僚机, $n \in \mathbf{N}$; SINS 为捷联惯导系统. 编队中长机通过组合导航提供自身高精度的导航信息,并通过机载数据链与各个僚机进行导航信

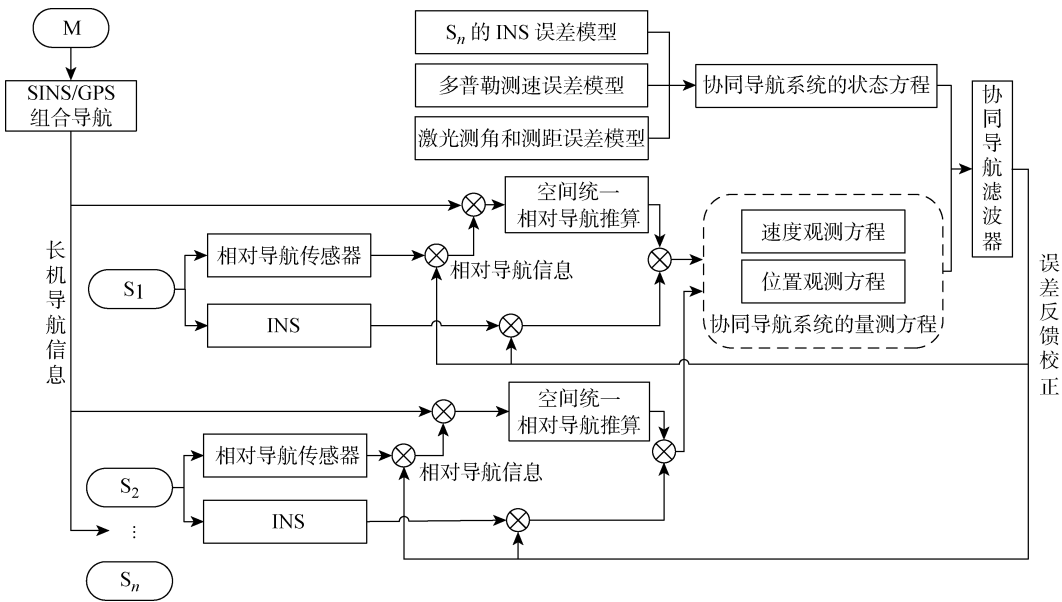


图 1 无人机协同导航方案框图

Fig. 1 Diagram of UAV cooperative navigation scheme

息共享.然后,以僚机 INS 的误差模型、多普勒测速误差模型以及激光测角和测距误差模型组合建立系统的状态方程,僚机通过相对导航传感器可测得自身与长机的相对速度和位置信息,结合接收到的长机导航信息可推算出僚机的速度及位置信息,将其与僚机惯导输出的速度位置作差,从而建立协同导航系统的量测方程.利用协同导航滤波器估计出僚机 INS 的误差以及相对传感器的测量误差,通过反馈对僚机 INS 以及相对导航传感器进行补偿,抑制僚机惯导的漂移,从而提升无人机集群的导航精度.

2 相对导航传感器误差模型

2.1 多普勒测速误差模型

根据多普勒测速原理以及相应的误差来源可将机载三维多普勒测速装置的速度测量值表示为

$$\mathbf{v}_d = (\mathbf{I} + \boldsymbol{\delta}_A)(\mathbf{I} + \boldsymbol{\delta}_K)(\mathbf{v}_t + \boldsymbol{\delta}_v) \quad (1)$$

式中: \mathbf{I} 为 3×3 的单位矩阵; \mathbf{v}_t 为速度真实值; $\boldsymbol{\delta}_A$ 为三轴安装误差; $\boldsymbol{\delta}_K$ 为测速刻度因数; $\boldsymbol{\delta}_v$ 为三维速度随机误差,相应值为

$$\mathbf{v}_d = \begin{bmatrix} v_{dx} \\ v_{dy} \\ v_{dz} \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{\delta}_A = \begin{bmatrix} 0 & -\delta_{A_z} & \delta_{A_y} \\ \delta_{A_z} & 0 & -\delta_{A_x} \\ -\delta_{A_y} & \delta_{A_x} & 0 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\delta}_K = \begin{bmatrix} \delta_{K_x} & 0 & 0 \\ 0 & \delta_{K_y} & 0 \\ 0 & 0 & \delta_{K_z} \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{\delta}_v = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix}$$

由于式(1)中误差都为小量,展开后忽略耦合项可得:

$$\mathbf{v}_d = \mathbf{v}_t + \boldsymbol{\delta}_A \mathbf{v}_t + \boldsymbol{\delta}_K \mathbf{v}_t + \boldsymbol{\delta}_v \quad (2)$$

因此,选择多普勒测速仪的测速误差状态为

$\mathbf{X}_{DVL} =$

$$[\delta_{K_x} \ \delta_{K_y} \ \delta_{K_z} \ \delta_{A_x} \ \delta_{A_y} \ \delta_{A_z} \ \delta_{v_x} \ \delta_{v_y} \ \delta_{v_z}]^T \quad (3)$$

式中: δ_{K_i} 和 δ_{A_i} 为随机常量, δ_{v_i} 为随机测速误差, $i = x, y, z$, 可由一阶马尔可夫过程近似描述.

多普勒测速仪的误差状态方程为

$$\dot{\mathbf{X}}_{DVL} = \mathbf{F}_{DVL} \mathbf{X}_{DVL} + \mathbf{G}_{DVL} \mathbf{W}_{DVL} \quad (4)$$

式中:

$$\mathbf{F}_{DVL} = \text{diag}\left(0, 0, 0, 0, 0, 0, -\frac{1}{\tau_x}, -\frac{1}{\tau_y}, -\frac{1}{\tau_z}\right)$$

$$\mathbf{G}_{DVL} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{6 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{W}_{DVL} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$$

τ_x, τ_y, τ_z 和 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 分别为多普勒测速误差模型一阶马尔可夫过程的相关时间和白噪声.

2.2 激光测距和测角误差模型

激光雷达采用激光飞行时间法测距,测距公式

如下:

$$L_t = \frac{1}{2} c \Delta t = \frac{c}{2n} N T_0 \quad (5)$$

式中: L_t 为距离测量真实值; Δt 为激光来回的传播时间; c 为激光束在真空中传播的速度; n 为大气折射率; N 为激光束的脉冲总数; T_0 为激光的脉冲长度.当考虑回波强度对测量距离产生的随机测量误差时,激光测距的相对距离测量值可表示为

$$L = L_t k_1 + \delta_l \quad (6)$$

式中: k_1 为修正系数,是随机常数; δ_l 为波强的随机测量误差.

激光测角使用波达角度传感器进行测量,如激光测角传感器等,其测量值可表示为

$$\alpha^c = \alpha^t + \delta_\alpha \quad (7)$$

式中: α^t 为角度真实值; δ_α 为角度测量的随机误差.

因此,选择激光测角和测距传感器误差状态量为

$$\mathbf{X}_R = [k_1 \ \delta_l \ \delta_\alpha]^T \quad (8)$$

式中: δ_l, δ_α 由一阶马尔可夫过程近似描述.因此激光测角和测距误差状态方程为

$$\dot{\mathbf{X}}_R = \mathbf{F}_R \mathbf{X}_R + \mathbf{G}_R \mathbf{W}_R \quad (9)$$

式中:

$$\mathbf{F}_R = \text{diag}\left(0, -\frac{1}{\tau_l}, -\frac{1}{\tau_\alpha}\right)$$

$$\mathbf{G}_R = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}^T, \quad \mathbf{W}_R = [\omega_l \ \omega_\alpha]^T$$

τ_l, τ_α 和 ω_l, ω_α 分别为激光测距和测角误差模型一阶马尔可夫相关过程时间和驱动噪声.

3 相对导航矢量模型计算

由于相对导航传感器的输出是载体坐标系(b系)下的相对导航信息,而惯导解算出的信息为导航坐标系(n系)下的绝对导航信息,所以需将相对导航信息进行空间统一.

3.1 b系下相对导航矢量模型

选用地理坐标系为导航坐标系,僚机搭载的相对导航传感器在b系测得的相对导航信息可根据测距、测角和测速模型分别表示为

$$\left. \begin{aligned} r_b^c &= k_r r_b^t + \delta_r \\ \alpha_b^c &= \alpha_b^t + \delta_\alpha \\ \beta_b^c &= \beta_b^t + \delta_\beta \\ v_b^c &= v_b^t + \boldsymbol{\delta}_A v_b^t + \boldsymbol{\delta}_K v_b^t + \boldsymbol{\delta}_v \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

式中: r_b^c 为相对距离测量值; α_b^c 为俯仰角测量值; β_b^c 为方位角测量值; $v_b^c = [v_x^c \ v_y^c \ v_z^c]^T$ 为由僚机搭载的多普勒测速设备测得的相对速度矢量值;上标 t 表

示各量的真实值(下同); δ_{v_b} 为 b 系下三维相对速度的测量噪声; k_r 为相对距离补偿系数; $\delta_r, \delta_a, \delta_\beta$ 为测量随机噪声,均为高斯白噪声。

3.2 相对导航矢量模型空间转换

图 2 为相对导航矢量在僚机 b 系下相对位置矢量模型的分解示意图,图中 O 为参考原点. 如图所示,将僚机与长机的相对距离 r_b^c 沿着 b 系 3 个坐标轴方向分解如下:

$$\left. \begin{aligned} p_{bx}^c &= r_b^c \cos \alpha_b^c \sin \beta_b^c \\ p_{by}^c &= r_b^c \cos \alpha_b^c \cos \beta_b^c \\ p_{bz}^c &= r_b^c \sin \alpha_b^c \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

将式(10)代入式(11),同时忽略二阶小量,可得:

$$\left. \begin{aligned} p_{bx}^c &= k_r p_{bx}^t + \delta_{p_{bx}} \\ p_{by}^c &= k_r p_{by}^t + \delta_{p_{by}} \\ p_{bz}^c &= k_r p_{bz}^t + \delta_{p_{bz}} \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

式中: $\delta_{p_{bx}}, \delta_{p_{by}}, \delta_{p_{bz}}$ 为伪量测噪声。

通过僚机惯导修正后输出的姿态转换矩阵 \hat{C}_b^n , 将相对距离和多普勒测得的相对速度从 b 系投影到 n 系, 即

$$\begin{bmatrix} v_n^c \\ p_n^c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{C}_b^n & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \hat{C}_b^n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_b^c \\ p_b^c \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中: $v_n^c = [v_E^c \ v_N^c \ v_U^c]^T$ 和 $p_n^c = [p_E^c \ p_N^c \ p_U^c]^T$ 为 n 系下的相对速度和相对位置测量值, p_E^c, p_N^c, p_U^c 为相对导航传感器测得的 n 系下的相对位置,下标 E, N, U 表示导航坐标系下的东、北、天方向; $p_b^c = [p_x^c \ p_y^c \ p_z^c]^T$ 为 b 系下位置测量值。

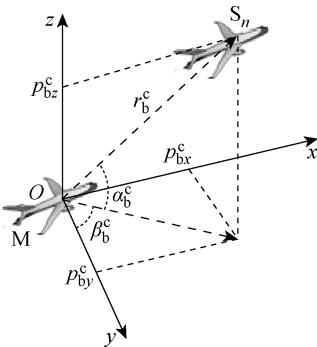


图 2 僚机 b 系下相对导航矢量

Fig. 2 Relative navigation vector in b coordinates of slave

3.3 相对位置矢量和惯导输出位置转换

僚机 INS 输出的三维位置信息为纬、经、高度,而相对导航传感器输出的三维位置信息为 3 个方向的距离. 由于无人机编队间距远小于地球直径,所以

长、僚机间的直线距离可近似为以地心为圆心过二者的弧长,则相对导航推算的僚机纬、经、高度信息可表示为

$$\begin{bmatrix} L_S^c \\ \lambda_S^c \\ h_S^c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_M - \frac{p_N^c}{R + h_M} \\ \lambda_M - \frac{p_E^c}{(R + h_M) \cos L_M} \\ h_M - p_U^c \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中: R 为地球半径; L_M, λ_M, h_M 为长机纬、经、高度。

4 协同导航系统的数学模型

4.1 协同导航系统的状态方程

联立多普勒测速的误差模型、激光测距误差模型,并参考文献[15]中的僚机惯导误差方程,得到协同导航系统的状态方程:

$$\dot{X} = AX + GW \quad (15)$$

式中:

$$X = \begin{bmatrix} X_{SINS} \\ X_{DVL} \\ X_R \end{bmatrix}, A = \begin{bmatrix} A_{SINS} & \mathbf{0}_{15 \times 9} & \mathbf{0}_{15 \times 3} \\ \mathbf{0}_{9 \times 15} & F_{DVL} & \mathbf{0}_{9 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 15} & \mathbf{0}_{3 \times 9} & F_R \end{bmatrix}$$

$$G = \begin{bmatrix} G_{SINS} & \mathbf{0}_{15 \times 3} & \mathbf{0}_{15 \times 2} \\ \mathbf{0}_{9 \times 6} & G_{DVL} & \mathbf{0}_{9 \times 2} \\ \mathbf{0}_{3 \times 6} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & G_R \end{bmatrix}, W = \begin{bmatrix} W_{SINS} \\ W_{DVL} \\ W_R \end{bmatrix}$$

4.2 协同导航系统的量测方程

在 n 系中,僚机通过机载数据链接收长机的导航信息,与僚机测量的相对导航信息作差可得僚机的推算导航信息,再通过僚机自身 INS 信息与推算的僚机导航信息相减得到量测结果. 因为长机定位较为精确,所以对其误差进行忽略,即

$$Z = \begin{bmatrix} v_S^t - (v_M - v_n^c) \\ p_S^t - (p_M - p_n^c) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_S^t - v_S^c \\ p_S^t - p_S^c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta_{v_S^c} \\ \delta_{p_S^c} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta_{v_n^c} \\ \delta_{p_n^c} \end{bmatrix} \quad (16)$$

式中: v_M, p_M 为长机的速度、位置信息; v_n^c, p_n^c 为相对导航信息; v_S^c, p_S^c 为相对导航推算的僚机速度、位置信息; v_S^t, p_S^t 为僚机 INS 提供的导航信息; $\delta_{v_S^c}, \delta_{p_S^c}$ 为僚机 INS 的速度、位置误差; $\delta_{v_n^c}, \delta_{p_n^c}$ 为 n 系下的速度、位置伪量测噪声。

4.2.1 速度量测矩阵 由 b 系下的速度误差模型可知:

$$v_b^t = v_b^t + \delta_A v_b^t + \delta_K v_b^t + \delta_{v_b} \quad (17)$$

根据坐标系转换将 b 系下的测量转换到 n 系,记 C_b^n 为真实姿态矩阵,则数学平台失准角为 $\Phi =$

$[\varphi_E \quad \varphi_N \quad \varphi_U]$,且二者满足以下关系:

$$\hat{\mathbf{C}}_b^n = (\mathbf{I} - \boldsymbol{\Phi}^\times) \mathbf{C}_b^n \tag{18}$$

式中: $\boldsymbol{\Phi}^\times$ 为失准角矢量 $\boldsymbol{\Phi}$ 的反对称矩阵,即

$$\boldsymbol{\Phi}^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\varphi_U & \varphi_N \\ \varphi_U & 0 & -\varphi_E \\ -\varphi_N & \varphi_E & 0 \end{bmatrix} \tag{19}$$

联立式(18)和式(13),并忽略二阶耦合项,n系下相对速度的测量值可表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{v}_n^c &= \hat{\mathbf{C}}_b^n \mathbf{v}_b^c = \\ &(\mathbf{I} - \boldsymbol{\Phi}^\times) \mathbf{C}_b^n (\mathbf{v}_b^t + \boldsymbol{\delta}_A \mathbf{v}_b^t + \boldsymbol{\delta}_K \mathbf{v}_b^t + \boldsymbol{\delta}_{v_b}) = \\ &\mathbf{v}_n^t - \boldsymbol{\Phi}^\times \mathbf{v}_n^t + \mathbf{C}_b^n \boldsymbol{\delta}_A \mathbf{v}_b^t + \mathbf{C}_b^n \boldsymbol{\delta}_K \mathbf{v}_b^t + \boldsymbol{\delta}_{v_n} \end{aligned} \tag{20}$$

式中: \mathbf{v}_n^t 为n系下相对速度真实值; $\boldsymbol{\delta}_{v_n}$ 为n系下的速度量测噪声.因此,n系下相对速度测量误差为

$$\boldsymbol{\delta}_{v_n^c} = -\boldsymbol{\Phi}^\times \mathbf{v}_n^t + \mathbf{C}_b^n \boldsymbol{\delta}_A \mathbf{v}_b^t + \mathbf{C}_b^n \boldsymbol{\delta}_K \mathbf{v}_b^t + \boldsymbol{\delta}_{v_n} \tag{21}$$

则速度观测量可表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{Z}_v &= \boldsymbol{\delta}_{v_n^c}^1 + \boldsymbol{\delta}_{v_n^c}^2 = \\ &\boldsymbol{\delta}_{v_n^c}^1 - \boldsymbol{\Phi}^\times \mathbf{v}_n^t + \mathbf{C}_b^n \boldsymbol{\delta}_A \mathbf{v}_b^t + \mathbf{C}_b^n \boldsymbol{\delta}_K \mathbf{v}_b^t + \boldsymbol{\delta}_{v_n} \end{aligned} \tag{22}$$

将 $\boldsymbol{\Phi}^\times$, $\boldsymbol{\delta}_A$, $\boldsymbol{\delta}_K$ 分别代入式(22)可得:

$$\mathbf{Z}_v = \mathbf{H}_v \mathbf{X} + \mathbf{V}_v \tag{23}$$

式中:速度量测矩阵 $\mathbf{H}_v = [\mathbf{H}_1 \quad \mathbf{0}_{3 \times 9} \quad \mathbf{H}_2 \quad \mathbf{0}_{3 \times 1}]$,
 $\mathbf{H}_1 = [(\mathbf{v}_n^t)^\times \quad \mathbf{I}_{3 \times 3}]$, $\mathbf{H}_2 = \hat{\mathbf{C}}_b^n [\text{diag}(\mathbf{v}_b^t) \quad -(\mathbf{v}_b^t)^\times]$;
 \mathbf{V}_v 为速度量测噪声,为高斯白噪声.

4.2.2 位置量测矩阵 n系下相对位置信息可表示为真实信息和误差之和:

$$\begin{bmatrix} p_E^c \\ p_N^c \\ p_U^c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_E^t \\ p_N^t \\ p_U^t \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta_{p_E} \\ \delta_{p_N} \\ \delta_{p_U} \end{bmatrix} \tag{24}$$

式中: $[\delta_{p_E} \quad \delta_{p_N} \quad \delta_{p_U}]^T = \hat{\mathbf{C}}_b^n [\delta_{p_{bx}} \quad \delta_{p_{by}} \quad \delta_{p_{bz}}]^T$.

将式(24)带入式(14),可得到僚机的相对导航推算的纬、经、高度信息:

$$\begin{bmatrix} L_S^c \\ \lambda_S^c \\ h_S^c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_S^t \\ \lambda_S^t \\ h_S^t \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\frac{\delta_{p_N}}{R+h_M} \\ -\frac{\delta_{p_E}}{(R+h_M)\cos L_M} \\ -\delta_{p_U} \end{bmatrix} \tag{25}$$

此外,僚机惯导输出的位置信息可表示为真实纬、经、高度信息与对应误差之和:

$$\begin{bmatrix} L_S^1 \\ \lambda_S^1 \\ h_S^1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_S^t \\ \lambda_S^t \\ h_S^t \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta_{L_S} \\ \delta_{\lambda_S} \\ \delta_{h_S} \end{bmatrix} \tag{26}$$

将式(25)和(26)代入式(16),可得到位置量测矩阵为

$$\mathbf{Z}_p = \mathbf{H}_p \mathbf{X} + \mathbf{V}_p \tag{27}$$

式中: $\mathbf{H}_p = [\mathbf{0}_{3 \times 6} \quad \mathbf{I}_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 13}]$; \mathbf{V}_p 为位置量测噪声,为高斯白噪声.

4.2.3 协同导航系统的量测方程 联立式(23)和式(27),协同导航系统的观测矩阵为

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} \mathbf{v}_S^1 - (\mathbf{v}_M - \mathbf{v}_n^c) \\ \mathbf{p}_S^1 - (\mathbf{p}_M - \mathbf{p}_n^c) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_v \\ \mathbf{H}_p \end{bmatrix} \mathbf{X} + \begin{bmatrix} \mathbf{V}_v \\ \mathbf{V}_p \end{bmatrix} \tag{28}$$

根据状态方程和量测方程,利用卡尔曼滤波对相对导航传感器以及僚机惯性导航的误差进行估计并校正.

5 仿真及结果分析

为验证所提协同导航算法的有效性,搭建长机、僚机无人机编队协同导航验证平台.为有效描述无人机集群间的相对位姿,长机、僚机的相对位姿都由编队参考点给出,其参考点导航信息取(34°,108°,100 m),相对导航传感器配置如表1所示.此外,实际主从式无人机编队中,长机搭载高精度惯性导航,而僚机搭载低精度的惯性导航.因此,在仿真中长机配置高精度INS,比僚机INS精度高10~20倍,长机、僚机的导航参数配置如表2所示.

表 1 相对导航传感器配置

Tab. 1 Configuration of relative navigation sensor

参数	数值
多普勒安装角误差/(′)	(15, 10, 12)
多普勒刻度系数误差/%	(0.8, 0.8, 0.8)
激光测速白噪声均方根/(m·s ⁻¹)	(0.05, 0.05, 0.05)
激光测距刻度系数误差/%	0.5
激光测距白噪声均方根/m	0.5
激光测角白噪声均方根/(°)	0.1

表 2 编队成员导航参数配置

Tab. 2 Configuration of navigation parameters for formation members

参数	M	S _n
初始位置 (相对参考点)/m	(-200, 0, 40)	S ₁ (0, -100, 0) S ₂ (0, 100, 0) S ₃ (0, 0, 25)
初始速度/(m·s ⁻¹)	(0, 0, 0)	(0, 0, 0)
初始姿态/(°)	(0, 0, 90)	(0, 0, 90)
陀螺零偏/[(°)·h ⁻¹]	0.002	0.02
角度随机游走/[(°)·h ^{-0.5}]	0.001	0.01
加速度计零偏/mg	0.02	0.1
速度随机游走/(mg·h ^{-0.5})	0.01	0.05
GPS定位误差/m	5	无GPS

根据无人机编队要求,设置单长机三僚机的无人机编队,通过轨迹发生器设计编队飞行轨迹,编队先后进行加速、爬升、匀速、转弯等机动形式.此外,为保持编队队形,设计僚机飞行轨迹与长机同步,飞行过程中编队构型不发生改变,僚机的运动轨迹与长机同步,设置仿真时长为 1 800 s,其在导航坐标系中的轨迹曲线如图 3 所示,曲线均为无人机相对

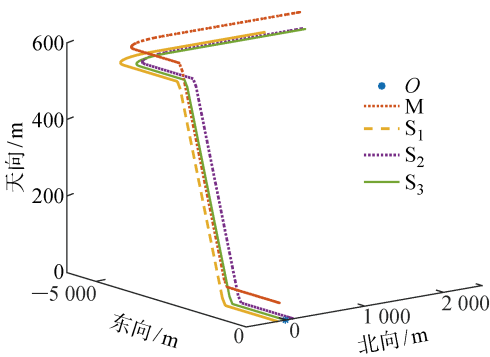


图 3 长机和僚机真实轨迹

Fig. 3 Real trajectory of leader and slave

于参考点的真实飞行轨迹.

编队以图 3 设计的轨迹飞行,其中长机配备表 2 中对应的高精度惯性器件和 GPS 进行组合导航,其组合导航在各方向上的速度误差小于 0.02 m/s,定位误差小于 3 m;为与所提协同导航方案进行对比,首先各僚机 S_1 , S_2 , S_3 仅采用表 2 中对应的低精度 INS 进行导航,经过 1 800 s 飞行,得到误差曲线如图 4~6 所示,图中: t 为仿真时间; δ_A 为纯惯导解算的失准角误差; δ_v 为纯惯导解算的速度误差; δ_p 为纯惯导解算的位置误差; $\delta_\theta, \delta_\gamma, \delta_\psi$ 分别为僚机东、北、天方向的失准角误差; $\delta_{ve}, \delta_{vn}, \delta_{vu}$ 分别为僚机东、北、天方向的速度误差; $\delta_L, \delta_\lambda, \delta_h$ 分别为僚机北、东、天方向的位置误差.其纯惯导解算东向、北向速度误差发散至 1 m/s 和 0.5 m/s,东向、北向位置误差发散至 600 m 和 400 m,僚机的惯性导航天向速度、位置与气压高度计利用卡尔曼滤波进行融合,使其误差收敛,从整体精度来看各僚机纯惯性导航定位精度无法满足长时间编队飞行导航的要求.

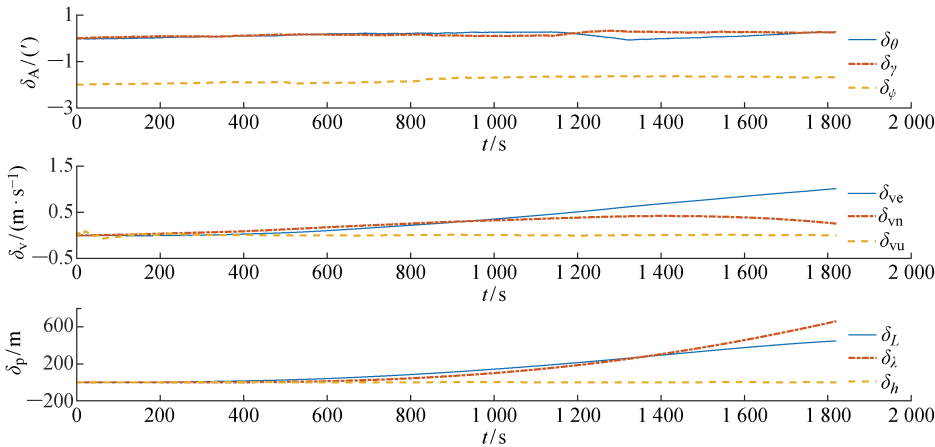


图 4 僚机 S_1 惯性导航解算误差

Fig. 4 Error of inertial navigation solution of Slave S_1

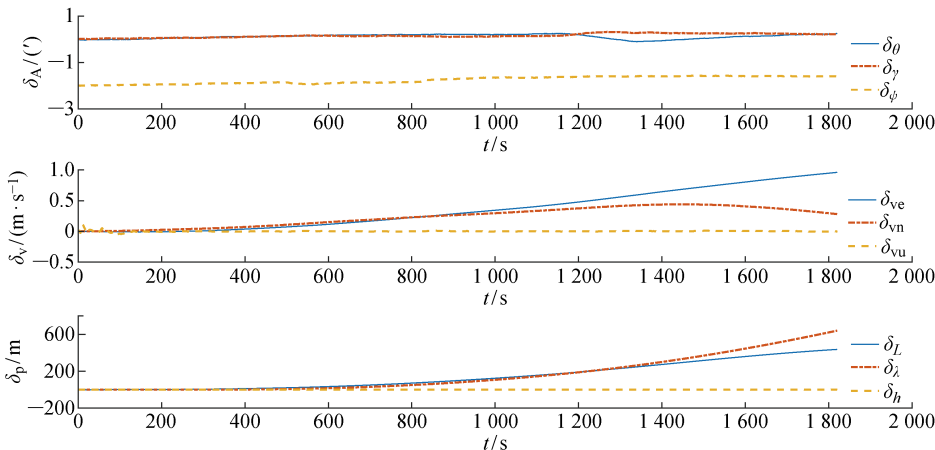


图 5 僚机 S_2 惯性导航解算误差

Fig. 5 Error of inertial navigation solution of Slave S_2

编队成员搭载同样配置,以所提协同导航算法进行系统导航,得到各僚机的姿态、速度和位置误差曲线,如图 7~9 所示。图中: δ'_A 为协同导航解算的

失准角误差; δ'_v 为协同导航解算的速度误差; δ'_p 为协同导航解算的位置误差。从失准角可看出各僚机的协同导航误差快速收敛,其各方向位置误差小于

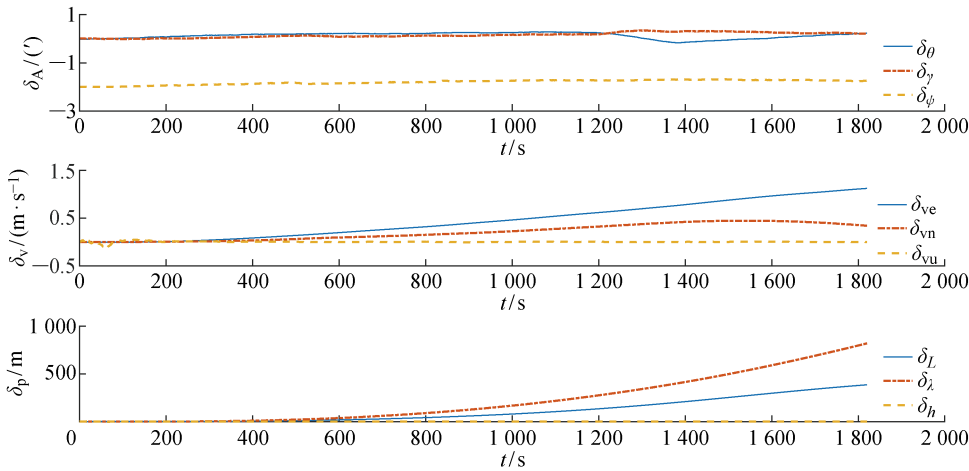


图 6 僚机 S₃ 惯性导航解算误差
Fig. 6 Error of inertial navigation solution of Slave S₃

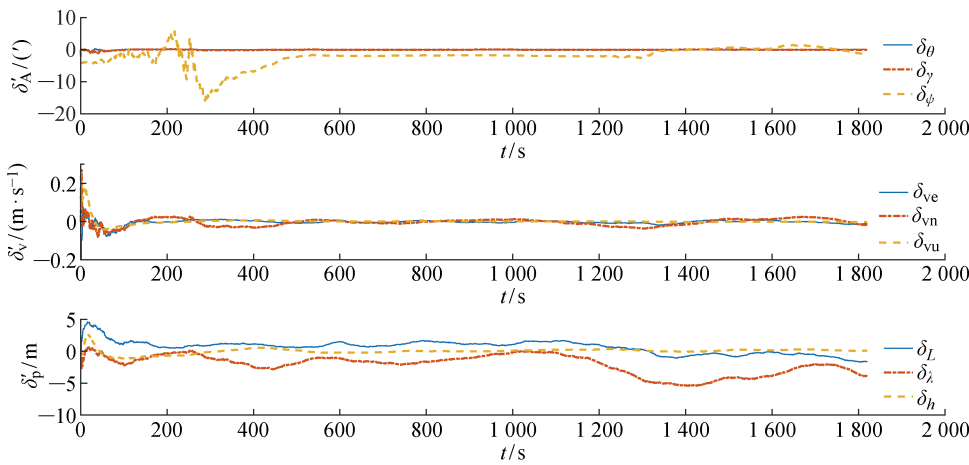


图 7 僚机 S₁ 协同导航误差
Fig. 7 Error of cooperative navigation of Slave S₁

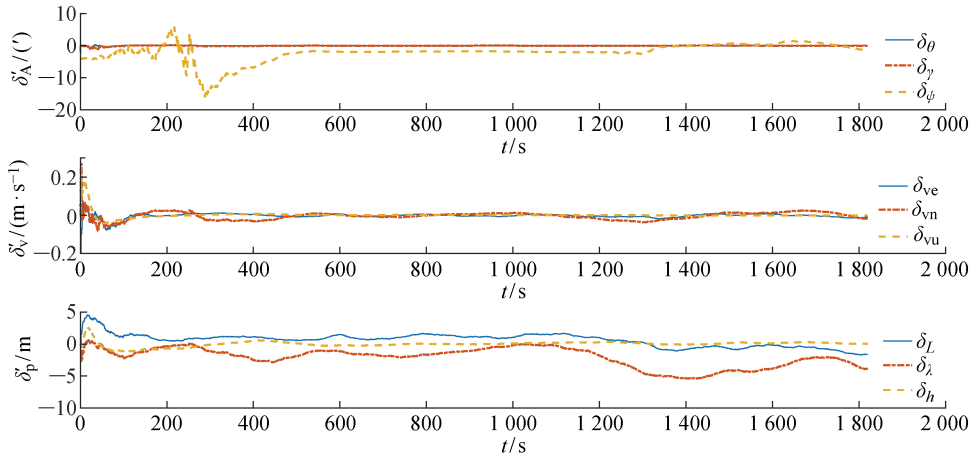


图 8 僚机 S₂ 协同导航误差
Fig. 8 Error of cooperative navigation of Slave S₂

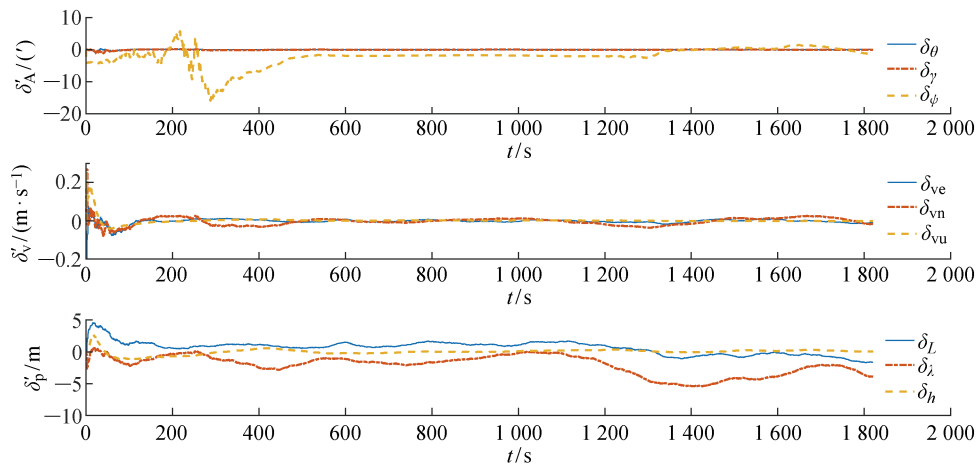


图 9 僚机 S₃ 协同导航误差

Fig.9 Error of cooperative navigation of Slave S₃

5 m,各方向速度误差小于 0.1 m/s. 由于协同导航算法对僚机的速度、位置信息进行直接矫正,所以二者误差收敛较好;而姿态误差是通过速度、位置观测间接进行矫正,其收敛较慢;高度由高度气压计进行测量,并与惯导高度信息融合后直接给出. 与纯惯性导航误差相比,基于速度和位置的协同导航算法可以利用无人机编队中各成员的相对导航信息对各僚机的惯导漂移进行有效抑制.

6 结语

针对主从式无人机编队形式提出一种无人机协同导航方案,利用僚机的惯导误差量以及相对传感器的误差量建立协同导航的系统模型,对相对速度以及相对位置构建量测方程. 在此基础上,通过卡尔曼滤波对误差进行估计,以此对僚机惯导以及相对导航传感器误差进行补偿,为无人机编队提供稳定可靠的导航信息.

参考文献:

[1] 武成锋,程进,郭晓云,等. 飞行器集群协同定位与导航对抗技术发展展望[J]. 宇航学报, 2022, 43 (2): 131-142.
WU Chengfeng, CHENG Jin, GUO Xiaoyun, *et al.* Development and prospect of aircraft clusters cooperative positioning and navigation countermeasures technology[J]. **Journal of Astronautics**, 2022, 43(2): 131-142.

[2] XIONG J, CHEONG J W, XIONG Z, *et al.* Hybrid cooperative positioning for vehicular networks[J]. **IEEE Transactions on Vehicular Technology**, 2020, 69 (1): 714-727.

[3] XING X J, GUI H R, MA Z, *et al.* Multi-source

fault tolerant integrated navigation for a certain UAV based on INS/BD/RP/TAN[C]// **2019 IEEE 15th International Conference on Control and Automation**. Edinburgh, UK: IEEE, 2019: 313-318.

[4] 徐博,白金磊,郝燕玲,等. 多 AUV 协同导航问题的研究现状与进展[J]. 自动化学报, 2015, 41(3): 445-461.
XU Bo, BAI Jinlei, HAO Yanling, *et al.* The research status and progress of cooperative navigation for multiple AUVs [J]. **Acta Automatica Sinica**, 2015, 41(3): 445-461.

[5] 李鹏,阮晓钢,朱晓庆,等. 基于深度强化学习的区域化视觉导航方法[J]. 上海交通大学学报, 2021, 55(5): 575-585.
LI Peng, RUAN Xiaogang, ZHU Xiaqing, *et al.* A regionalization vision navigation method based on deep reinforcement learning[J]. **Journal of Shanghai Jiao Tong University**, 2021, 55(5): 575-585.

[6] 刘晓洋,徐胜红. 无人机编队分层式协同导航仿真研究[J]. 计算机仿真, 2020, 36(10): 44-48.
LIU Xiaoyang, XU Shenghong. Simulation research on hierarchical cooperative navigation of UAV formation[J]. **Computer Simulation**, 2020, 36(10): 44-48.

[7] MOHIUDDIN A, TAREK T, ZWEIRI Y, *et al.* A survey of single and multi-UAV aerial manipulation [J]. **Unmanned Systems**, 2020, 8(2): 119-147.

[8] 曲法义,王小刚,崔乃刚,等. 基于惯导/GPS/视觉的无人机容错相对导航方法[J]. 中国惯性技术学报, 2013, (6): 781-785.
QU Fayi, WANG Xiaogang, CUI Naigang, *et al.* Fault-tolerance relative navigation approach based on SINS/GPS/Vision for UAV[J]. **Journal of Chinese Inertial Technology**, 2013, (6): 781-785.

[9] TOMIC S, BEKO M, DINIS R, *et al.* Distributed

- algorithm for target localization in wireless sensor networks using RSS and AoA measurements[J]. **Pervasive and Mobile Computing**, 2017, 37: 63-77.
- [10] 谷旭平, 唐大全. 基于联邦滤波算法的无人机集群分层协同导航[J]. **系统工程与电子技术**, 2022, 44(3): 967-976.
- GU Xuping, TANG Daquan. Hierarchical cooperative navigation of UAV swarm based on federated filtering algorithm[J]. **Systems Engineering and Electronics**, 2022, 44(3): 967-976.
- [11] 郭继峰, 郑红星, 贾涛, 等. 异构无人系统协同作战关键技术综述[J]. **宇航学报**, 2020, 41(6): 686-696.
- GUO Jifeng, ZHENG Hongxing, JIA Tao, *et al.* Summary of key technologies for heterogeneous unmanned system cooperative operations[J]. **Journal of Astronautics**, 2020, 41(6): 686-696.
- [12] 潘瑞鸿, 徐胜红. 基于几何特性的多无人机协同导航算法[J]. **兵器装备工程学报**, 2017, 38(10): 55-59.
- PAN Ruihong, XU Shenghong. Multi-UAV cooperative navigation algorithm based on geometric characteristics[J]. **Journal of Ordnance Equipment Engineering**, 2017, 38(10): 55-59.
- [13] XU H, WANG L Q, ZHANG Y C, *et al.* Decentralized visual-inertial-UWB fusion for relative state estimation of aerial swarm [C]// **2020 IEEE International Conference on Robotics and Automation**. Paris, France; IEEE, 2020: 8776-8782.
- [14] 陈超. UAV 进近阶段组合导航信息融合方案设计[J]. **电光与控制**, 2020, 27(2): 79-84.
- CHEN Chao. Design of an information fusion scheme for integrated navigation of UAVs in approaching stage[J]. **Electronics Optics & Control**, 2020, 27(2): 79-84.
- [15] 秦永元. 惯性导航[M]. 第二版. 北京: 科学出版社, 2014.
- QIN Yongyuan. Inertial navigation[M]. 2nd ed. Beijing: Science Press, 2014.

(本文编辑:王历历)