

# 一种基于联邦滤波的 SINS/GNSS/RA 弹载多源组合导航算法

李 杰, 梁玉琴, 李晟雯, 秦 硕, 程遵堃

(上海航天控制技术研究所, 上海 201109)

**摘 要:** 针对传统的惯性/卫星(SINS/GNSS)弹载组合导航系统导航信息源单一、易受干扰且鲁棒性差等问题, 引入了雷达高度表(RA)作为新的信息源参与导航信息融合, 并在发射惯性系下设计了一种基于联邦滤波的 SINS/GNSS/RA 弹载多源组合导航算法。仿真结果表明: 本算法构建的组合导航系统具有良好的导航性能, 在 GNSS 受干扰失效后, 相较于传统 SINS/GNSS 组合导航系统, SINS/GNSS/RA 组合导航系统依靠 SINS/RA 子滤波器, 依旧能够在一定的时间范围内为导弹提供有效的定位信息, 其表现出了更高的鲁棒性和可靠性。

**关键词:** 发射惯性系; 联邦滤波; 弹载多源组合导航系统; 雷达高度表

中图分类号: V 249.3

文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2023.02.013

## An SINS/GNSS/RA Missile-Borne Multi-source Integrated Navigation Algorithm Based on Federated Filter

LI Jie, LIANG Yuqin, LI Zewen, QIN Shuo, CHENG Zunkun

(Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China)

**Abstract:** Aiming at the problems such as that the information source of the traditional ship's inertial navigation system/global navigation satellite system (SINS/GNSS) missile-borne integrated navigation system is simple, susceptible to interference, and poorly robust, in this paper, the radar altimeter (RA) is introduced, as a new information source, into the navigation information fusion, and an SINS/GNSS/RA missile-borne multi-source integrated navigation algorithm based on federated filter is designed in the launch inertial frame. The simulation results show that the integrated navigation system constructed by this algorithm has good navigation performance. After the GNSS is interfered and fails, compared with the traditional SINS/GNSS integrated navigation system, the SINS/GNSS/RA integrated navigation system can still provide effective positioning information for the missile within a certain time range by means of the SINS/RA sub-filter, and shows higher robustness and reliability.

**Key words:** launch inertial coordinate system; federated filter; missile-borne multi-source integrated navigation system; radar altimeter

## 0 引言

弹载导航系统提供的位置、速度和姿态信息, 能够引导弹按照既定的弹道飞行, 从而对目标实现精确打击。弹载导航系统需要工作在全天候、高动态环境中, 目前多采用惯性/卫星(Ship's Inertial Navigation System/Global Navigation Satellite System, SINS/GNSS)组合导航的方式<sup>[1]</sup>。SINS 不需

要接收外部信息, 是一种完全的自主式导航系统, 但由于其工作原理的特殊性, 长时间单独运行导航信息会逐渐发散<sup>[2]</sup>, 因此需要以其他导航信息, 如 GNSS 提供的位置和速度等进行修正。然而 GNSS 接收机易受干扰, 常常因为接收不到卫星信号而导致丢星, 无法提供组合导航融合信息, 使得导弹的打击精度受到影响。

收稿日期: 2022-05-25; 修回日期: 2022-09-01

作者简介: 李 杰(1995—), 男, 硕士, 主要研究方向为飞行器组合导航、运载火箭控制系统。

单一的SINS/GNSS组合导航系统难以满足弹精确打击的需求,因此辅助传感器的研发和选用极为迫切。在众多高程测量传感器中,雷达高度表(Radar Altimeter, RA)具有体积小、功耗低、精度高且测高范围大等特点<sup>[3]</sup>,常用于航空航天设备中。因此选取雷达高度表为弹载导航提供信息源参与SINS/GNSS信息融合,能够极大地提升弹载导航系统的鲁棒性和可靠性。

本文基于发射惯性系,构建了SINS/GNSS/RA

弹载多源组合导航系统联邦滤波融合框架,并推导了数学模型,通过弹道仿真试验验证了该算法的正确性,为弹载多源组合导航系统的研究提供了思路。

## 1 联邦卡尔曼滤波融合框架

SINS/GNSS/RA弹载多源组合导航系统选取SINS作为公共参考系统,构建SINS/GNSS和SINS/RA两个子滤波器,联邦滤波算法结构如图1所示。

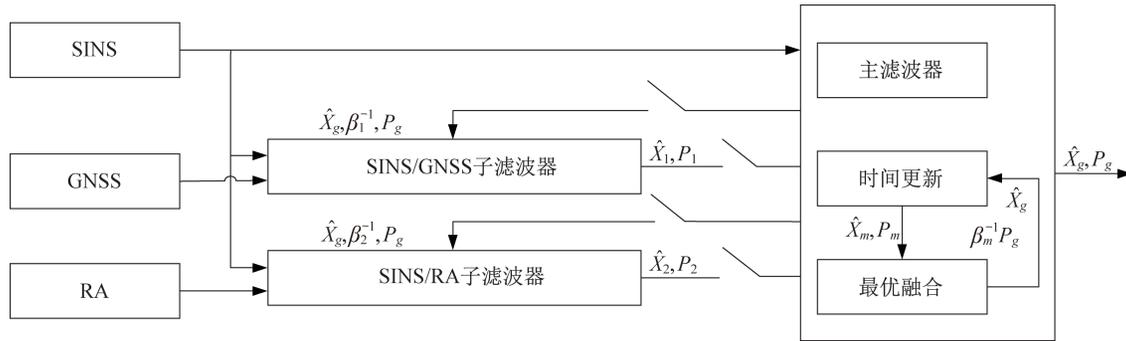


图1 联邦滤波算法结构

Fig. 1 Structure diagram of the federated filter algorithm

图1中: \$\beta\_1, \beta\_2, P\_1, P\_2, \hat{X}\_1, \hat{X}\_2\$ 分别为系统子滤波器信息分配系数、估计误差协方差阵和局部状态估计; \$\beta\_m, P\_m, \hat{X}\_m\$ 分别为主滤波器信息分配系数、状态量的协方差阵和状态估计矢量; \$\hat{X}\_g\$ 为状态量全局最优估计; \$P\_g\$ 为全局最优估计状态量的协方差阵。

联邦滤波的状态方程和量测方程为<sup>[4]</sup>

$$\begin{cases} \mathbf{X}(k+1) = \mathbf{F}(k)\mathbf{X}(k) + \mathbf{G}(k)\mathbf{w}(k) \\ \mathbf{Z}_i(k) = \mathbf{H}_i(k)\mathbf{X}_i(k) + \mathbf{v}_i(k) \end{cases} \quad (1)$$

式中: \$\mathbf{F}(k), \mathbf{G}(k), \mathbf{X}(k), \mathbf{w}(k)\$ 分别为 \$k\$ 时刻状态转移矩阵、系统噪声驱动矩阵、状态矢量和系统状态噪声矢量; \$\mathbf{X}(k+1)\$ 为系统 \$k\$ 时刻到 \$k+1\$ 时刻状态估计值; \$\mathbf{Z}\_i(k), \mathbf{H}\_i(k)\$ 和 \$\mathbf{v}\_i(k)\$ 为系统 \$k\$ 时刻子滤波器 \$i\$ 的量测矢量、量测矩阵和量测噪声矩阵。

联邦滤波信息融合方法主要包含4个环节<sup>[5-6]</sup>:

1) 子滤波器信息的时间更新

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{X}}_i(k+1|k) = \mathbf{F}_i(k+1|k)\hat{\mathbf{X}}_i(k) \\ \mathbf{P}_i(k+1|k) = \mathbf{F}_i(k+1|k)\mathbf{P}_i(k+1|k) \cdot \\ \quad \mathbf{F}_i^T(k+1|k) + \mathbf{Q}_i(k+1|k) \end{cases} \quad (2)$$

式中: \$\mathbf{P}\_i(k+1|k), \mathbf{Q}\_i(k+1|k)\$ 分别为子滤波器 \$i\$ 状态一步预测误差估计协方差矩阵和一步预测系统噪声方差矩阵。

2) 子滤波器信息的量测更新

$$\begin{cases} \mathbf{K}_i(k) = \mathbf{P}_i(k+1|k)\mathbf{H}_i^T(k)[\mathbf{H}_i(k) \cdot \\ \quad \mathbf{P}_i(k+1|k)\mathbf{H}_i^T(k) + \mathbf{R}_i(k)]^{-1} \\ \mathbf{P}_i(k+1|k+1) = [\mathbf{I} - \mathbf{K}_i(k)\mathbf{H}_i(k)] \cdot \\ \quad \mathbf{P}_i(k+1|k)[\mathbf{I} - \mathbf{K}_i(k)\mathbf{H}_i(k)]^T + \\ \quad \mathbf{K}_i(k)\mathbf{R}_i(k)\mathbf{K}_i^T(k) \\ \hat{\mathbf{X}}_i(k+1|k+1) = \hat{\mathbf{X}}_i(k+1|k) + \mathbf{K}_i(k) \cdot \\ \quad [\mathbf{Z}_i(k) - \mathbf{H}_i(k)\hat{\mathbf{X}}_i(k+1|k)] \end{cases} \quad (3)$$

式中: \$\mathbf{K}\_i(k), \mathbf{R}\_i(k)\$ 分别为子滤波器 \$i\$ 增益矩阵和量测噪声方差矩阵。

3) 主滤波器信息融合,假设子滤波器的数量用 \$N\$ 表示,则信息融合得到状态量全局最优估计和全局最优估计协方差阵:

$$\begin{cases} \mathbf{P}_g(k) = \left( \sum_{i=1}^N \mathbf{P}_i^{-1}(k|k) \right)^{-1} \\ \hat{\mathbf{X}}_g(k) = \mathbf{P}_g \left( \sum_{i=1}^N \mathbf{P}_i^{-1}(k|k) \hat{\mathbf{X}}_i(k|k) \right) \end{cases} \quad (4)$$

4) 子滤波器信息分配,子滤波器信息 \$\mathbf{P}\_i(k), \mathbf{Q}\_i(k), \hat{\mathbf{X}}\_i(k)\$ 的分配按照如下原则进行:

$$\begin{cases} \mathbf{P}_i(k) = \beta_i^{-1} \mathbf{P}_g(k) \\ \mathbf{Q}_i(k) = \beta_i^{-1} \mathbf{Q}_g(k) \quad (i = 1, 2, \dots, N) \\ \hat{\mathbf{X}}_i(k) = \hat{\mathbf{X}}_g(k) \end{cases} \quad (5)$$

式(5)中,信息分配系数 $\beta_i$  ( $\beta_i > 0$ )满足信息守恒原理:

$$\sum_{i=1}^N \beta_i = 1 \quad (6)$$

通过以上 4 个环节,可以实现多个导航信息源测量值对状态的最优估计,从而得到最优融合后的导航输出信息。

## 2 发射惯性系下 SINS/GNSS/RA 组合导航系统数学模型

由于联邦滤波将 SINS 作为公共参考系统,因此选取发射惯性系下 SINS 的基本导航参数误差和惯性仪器参数误差共 15 维误差信息作为状态变量<sup>[7]</sup>,用  $X(k)$  表示为

$$X(k) = [\varphi_x \ \varphi_y \ \varphi_z \ \delta V_x \ \delta V_y \ \delta V_z \ \delta x \ \delta y \ \delta z \ \varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z \ \nabla_x \ \nabla_y \ \nabla_z]^T \quad (7)$$

式中: $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$  为发射惯性系下姿态失准角; $\delta V_x, \delta V_y, \delta V_z$  和  $\delta x, \delta y, \delta z$  分别为发射惯性系下  $x, y, z$  3 个轴向速度和位置误差; $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$  和  $\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z$  分别为弹体坐标系下陀螺仪常值漂移和加速度计常值偏置。

通过姿态失准角、速度、位置和惯性器件误差传播方程构建式(1)中的状态方程,  $F(k), G(k)$  和  $w(k)$  的具体参数见文献[7], 此处不再赘述。

### 2.1 SINS/GNSS 子滤波器

SINS/GNSS 子滤波器量测方程由 3 个轴向速度和 3 个轴向位置 2 部分量测方程构成<sup>[8-12]</sup>, 具体如下:

1) 速度量测方程:

$$Z_v = \begin{bmatrix} V_{sx} - V_{gx} \\ V_{sy} - V_{gy} \\ V_{sz} - V_{gz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta V_x \\ \delta V_y \\ \delta V_z \end{bmatrix} + v_v = H_v X + v_v \quad (8)$$

式中: $V_{sx}, V_{sy}, V_{sz}$  为由 SINS 解算的发射惯性系下  $x, y, z$  3 个轴向速度值; $V_{gx}, V_{gy}, V_{gz}$  为由 GNSS 输出的速度转换到发射惯性系下投影在  $x, y, z$  3 个轴向的分量; $v_v$  为 GNSS 接收机速度测量误差矢量; $H_v$  为速度量测矩阵。

$$H_v = [0_{3 \times 3} \ \text{diag}[1 \ 1 \ 1] \ 0_{3 \times 9}]_{3 \times 15} \quad (9)$$

2) 位置量测方程:

$$Z_p = \begin{bmatrix} X_s - X_g \\ Y_s - Y_g \\ Z_s - Z_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \end{bmatrix} + v_p = H_p X + v_p \quad (10)$$

式中: $X_s, Y_s, Z_s$  为由 SINS 解算的发射惯性系下  $x, y, z$  3 个轴向位置值; $X_g, Y_g, Z_g$  为由 GNSS 输出的位置转换到发射惯性系下投影在  $x, y, z$  3 个轴向的分量; $v_p$  为 GNSS 接收机位置测量误差矢量; $H_p$  为位置量测矩阵,

$$H_p = [0_{3 \times 6} \ \text{diag}[1 \ 1 \ 1] \ 0_{3 \times 6}]_{3 \times 15} \quad (11)$$

由式(8)和式(10), 可得到 SINS/GNSS 子滤波器的量测方程:

$$Z_{\text{GNSS}} = \begin{bmatrix} Z_v \\ Z_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_v \\ H_p \end{bmatrix} X + \begin{bmatrix} v_v \\ v_p \end{bmatrix} = H_{\text{GNSS}} X + v_{\text{GNSS}} \quad (12)$$

式中: $Z_{\text{GNSS}}, H_{\text{GNSS}}$  和  $v_{\text{GNSS}}$  分别为 SINS/GNSS 子滤波器系统的量测矢量、量测矩阵和量测误差矩阵。

### 2.2 SINS/RA 子滤波器

装载有 RA 的导弹在飞行过程中, 以一定的频率向地球表面发射雷达脉冲<sup>[13-25]</sup>, 导弹上的雷达信号接收装置接收到回波后, 通过时间间隔  $\Delta t$  可以得到 RA 的测量值  $H'$ <sup>[2]</sup>, 具体为

$$H' = \frac{c\Delta t}{2} \quad (13)$$

式中: $c$  为电磁波传递速度。

为了获得导弹实际所在位置的海拔高度, 需要对测量值  $H'$  进行补偿, 具体如下:

$$H_r = H' + \Delta h \quad (14)$$

式中: $\Delta h$  为补偿值, 由当地海拔等因素确定。

发射惯性系下导弹位置如图 2 所示。图 2 中,  $R_{e0}, R_e$  分别为发射点和当前导弹所在位置的地球半径。

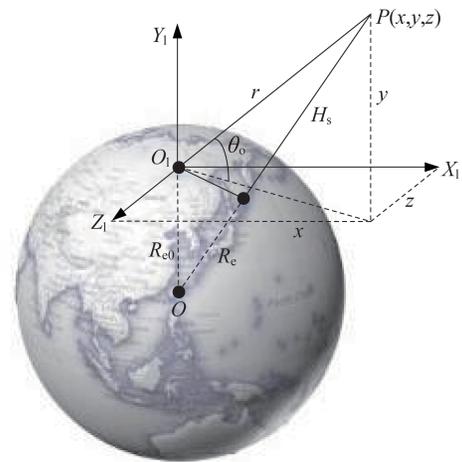


图 2 发射惯性系下导弹位置

Fig. 2 Schematic diagram of the missile position under the launch inertial system

在发射惯性系即  $O_I-X_I Y_I Z_I$  系下,位置矢量  $O_I P$  与发射点水平面夹角用  $\theta_o$  表示,满足式(15):

$$\sin \theta_o = \frac{y}{r} = \frac{y}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}} \quad (15)$$

式中:  $x, y, z$  为导弹所处位置在发射惯性系下的坐标。

将坐标转换为海拔高度值为

$$H_s = \sqrt{r^2 + R_e^2 + 2rR_e \sin \theta_o} - R_e = \sqrt{x^2 + z^2 + (R_e + y)^2} - R_e \quad (16)$$

$H_s$  与  $H_r$  作差,可得

$$\Delta H = H_s - H_r = \begin{bmatrix} \frac{\partial H_s}{\partial x} & \frac{\partial H_s}{\partial y} & \frac{\partial H_s}{\partial z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \end{bmatrix} + v_h \quad (17)$$

式中:  $v_h$  为误差项,受导航误差和RA测量精度影响。其中,

$$\begin{cases} \frac{\partial H_s}{\partial x} = \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2 + R_e^2 + 2yR_e}} \\ \frac{\partial H_s}{\partial y} = \frac{y + R_e}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2 + R_e^2 + 2yR_e}} \\ \frac{\partial H_s}{\partial z} = \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2 + R_e^2 + 2yR_e}} \end{cases} \quad (18)$$

综上,构建SINS/RA子滤波器的量测方程为

$$Z_{RA} = \begin{bmatrix} \frac{\partial H_s}{\partial x} & \frac{\partial H_s}{\partial y} & \frac{\partial H_s}{\partial z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \end{bmatrix} + v_h = H_{RA} \mathbf{X} + v_h \quad (19)$$

其中,量测矩阵  $H_{RA}$  为

$$H_{RA} = \begin{bmatrix} 0_{1 \times 6} & \frac{\partial H_s}{\partial x} & \frac{\partial H_s}{\partial y} & \frac{\partial H_s}{\partial z} & 0_{1 \times 6} \end{bmatrix}_{1 \times 15} \quad (20)$$

### 3 仿真校验

#### 3.1 仿真条件

1) 设计导弹为垂直发射,发射点初始位置:纬度  $32.0^\circ$ ,经度  $118.0^\circ$ ,高度  $0 \text{ m}$ ;发射方位角为  $90^\circ$ ;主动段为  $70 \text{ s}$ ,全程飞行时间为  $357 \text{ s}$ 。

2) GNSS采样频率为  $1 \text{ Hz}$ ,RA的采样频率为  $10 \text{ Hz}$ ,SINS采样频率为  $200 \text{ Hz}$ ;联邦滤波融合周期为  $1 \text{ s}$ 。

3) 陀螺仪常值漂移为  $0.5 (^\circ)/\text{h}$ ,白噪声为  $0.1 (^\circ)/\text{h}$ ;加速度计常值偏置为  $1 \text{ mg}$ ,白噪声为  $0.5 \text{ mg}$ 。

GNSS位置误差为  $10 \text{ m}$ ,速度误差为  $0.1 \text{ m/s}$ 。RA的测量误差为  $30 \text{ m}$ 。

#### 3.2 仿真结果及分析

通过上述条件生成弹道轨迹,如图3所示。

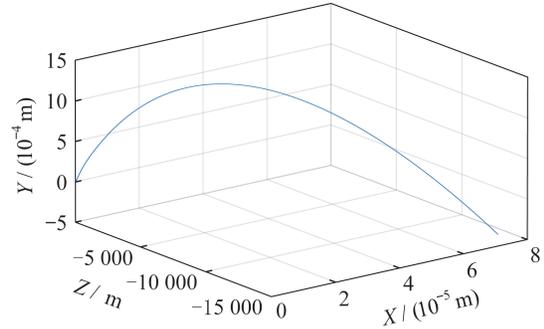
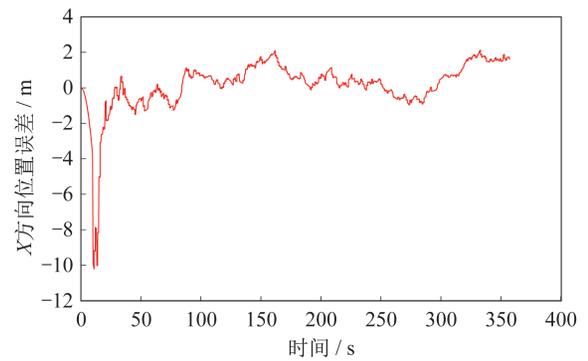


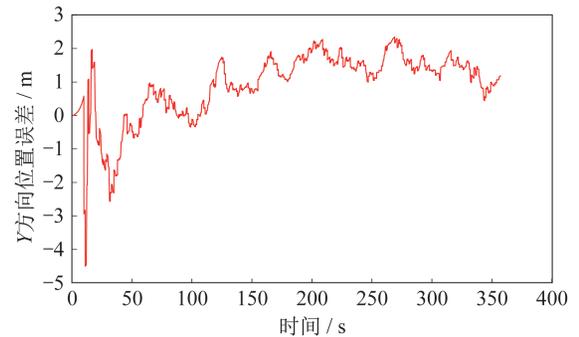
图3 发射惯性系下弹道轨迹

Fig. 3 Ballistic trajectory in the launch inertial coordinate system

生成发射惯性系下SINS、GNSS和RA仿真数据后,利用联邦滤波算法进行信息融合,得到发射惯性系下的位置误差曲线,如图4所示。



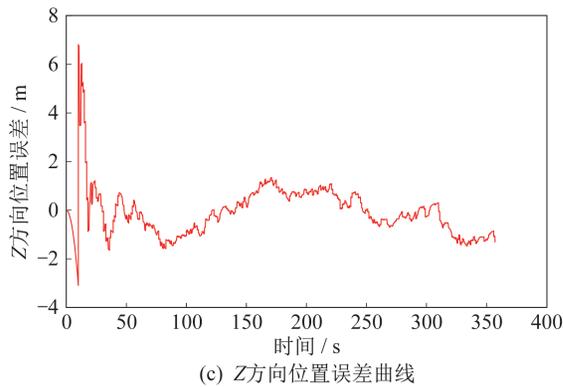
(a) X方向位置误差曲线



(b) Y方向位置误差曲线

图4 发射惯性系下X、Y和Z3个方向位置误差曲线

Fig. 4 Position error curves of the X-, Y-, and Z-directions in the launch inertial coordinate system



续图 4 发射惯性系下 X、Y 和 Z 3 个方向位置误差曲线  
Continue Fig. 4 Position error curves of the X-, Y-, and Z- directions in the launch inertial coordinate system

由图 4 可知,本文所设计的 SINS/GNSS/RA 多源组合导航系统使用联邦滤波进行信息融合后,位置误差能够在短时间收敛,且波动幅度较小,能够得到稳定的导航位置信息。计算  $x$ 、 $y$ 、 $z$  3 个方向位置的均方根误差分别为 1.48、1.34 和 1.03 m,由此可知,导航系统输出的导航定位结果具有较高的精度。

本文基于联邦滤波的弹载多源组合导航算法,旨在提高弹载导航系统的稳定性和可靠性,在 GNSS 失效的情况下,依然可以为导弹提供较为准确的导航定位信息。因此,设计仿真试验,生成一组仿真数据,在导弹飞行 250 s 时,对 GNSS 施加干扰,使其处于丢星状态,分别使用本文设计的 SINS/GNSS/RA 多源组合导航系统与传统的 SINS/GNSS 组合导航系统进行信息融合,得到位置误差对比曲线如图 5 所示。

由图 5 可知,在导弹飞行 250 s 即 GNSS 未受干扰之前, SINS/GNSS/RA 多源组合导航系统和 SINS/GNSS 组合导航系统两者误差相近,都有较高导航定位精度;在导弹飞行 250 s 之后, SINS/GNSS 组合导航系统  $x$ 、 $y$ 、 $z$  3 个方向位置误差均快速发散,而 SINS/GNSS/RA 多源组合导航系统误差虽然也缓慢发散,但在短时间内,依然可以为导弹提供较可靠的导航定位信息。

在 GNSS 受到干扰后, SINS/GNSS 子滤波器失效,联邦滤波主滤波器只融合了 SINS/RA 的处理结果。分析 SINS/RA 子滤波器的量测方程可知, SINS/RA 子滤波器能够对位置误差进行估计,使得联邦滤波信息融合后可以在一定程度上对导弹的位置进行修正,从而保证了导弹的打击精度。

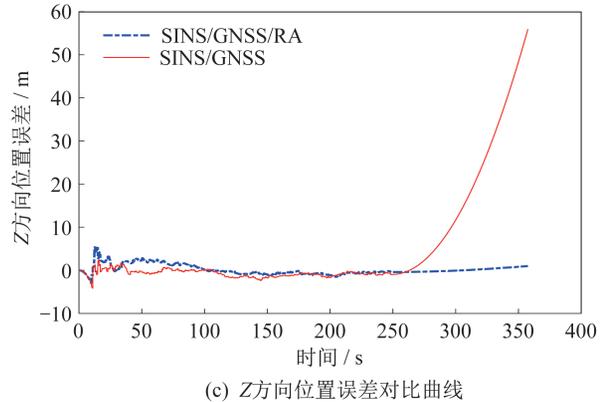
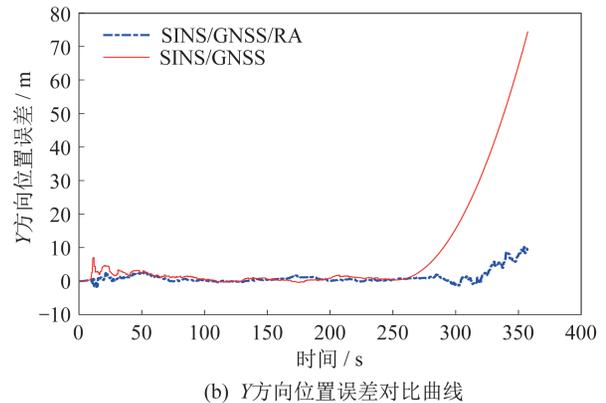
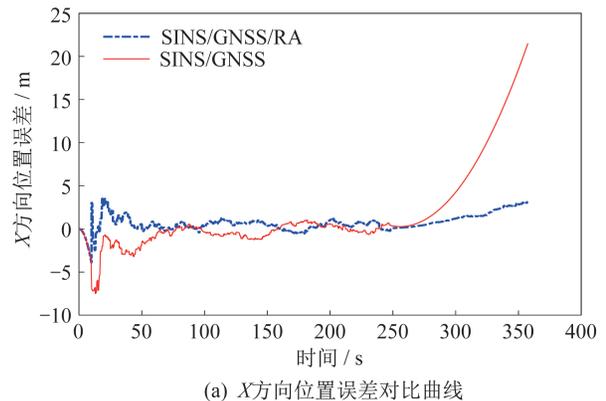


图 5 发射惯性系下位置误差对比曲线

Fig. 5 Comparative position error curves in the launch inertial coordinate system

## 4 结束语

本文分析了导弹传统 SINS/GNSS 组合导航系统的缺陷,提出了基于联邦滤波的 SINS/GNSS/RA 多源组合导航算法。通过弹道仿真试验,验证了导航算法的正确性。在 GNSS 受干扰的情况下,将本文设计的弹载 SINS/GNSS/RA 多源组合导航系统与传统的 SINS/GNSS 组合导航系统作对比,结果表明,本文设计的导航系统具有更高的鲁棒性和可靠性,并依然能够在一定时间范围内保证导弹的打击精度。

## 参考文献

- [1] XIONG Z, CHEN J H, RONG W, et al. A new dynamic vector formed information sharing algorithm in federated filter [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 29(1): 37-46.
- [2] 赵健康, 崔超, 朱建斌. 一种基于两级EKF的9D-MIMU/GPS微型无人机组导航系统的鲁棒性设计[J]. *飞控与探测*, 2019, 2(2): 1-9.
- [3] 靳宇航, 王海涌, 刘涛, 等. 一种导弹捷联惯导/地磁/雷达高度表组合导航方法[J]. *导航与控制*, 2018, 17(6): 54-60.
- [4] 陈帅, 王宁, 陈廷凯, 等. 置信检验自适应联邦卡尔曼滤波及其水下机器人组合导航应用[J]. *中国舰船研究*, 2022, 17(1): 203-211, 220.
- [5] XU J X, XIONG Z, LIU J Y, et al. A dynamic vector-formed information sharing algorithm based on two-state chi square detection in an adaptive federated filter [J]. *Journal of Navigation*, 2018, 72(1): 101-120.
- [6] SHI W C, XU J N, HE H Y, et al. Fault-tolerant SINS/HSB/DVL underwater integrated navigation system based on variational Bayesian robust adaptive Kalman filter and adaptive information sharing factor [J]. *Measurement*, 2022, 196: 111225.
- [7] 董亮, 陈帅, 韩乃龙. 发射惯性系下GPS/SINS组合导航方法研究[J]. *电光与控制*, 2016, 23(7): 11-14, 28.
- [8] 韩乃龙. 高动态惯性/卫星组合导航技术研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2017.
- [9] 李璟璟, 王治凯, 朱鸿旭, 等. UKF方法在脉冲星自主导航中的应用[J]. *飞控与探测*, 2020, 3(5): 44-50.
- [10] 刘英, 田蔚风, 赵健康, 等. 一种新型自适应联邦滤波方法在战术导弹导航系统中的应用[J]. *中国惯性技术学报*, 2012, 20(5): 577-582.
- [11] 顾涛, 陈帅, 谭聚豪, 等. 基于联邦滤波的SINS/GNSS/OD/高度计多源组合导航算法研究[J]. *导航定位与授时*, 2021, 8(3): 20-26.
- [12] 吕维维, 程向红, 邱伟. 基于弹载捷联惯性导航系统精确导航的双欧拉全姿态方法[J]. *上海航天*, 2019, 36(1): 34-42.
- [13] 孙建党, 刘宇, 谭天乐. 基于EM-EKF的深空光学自主导航系统光轴偏差补偿算法[J]. *上海航天(中英文)*, 2020, 37(4): 25-31.
- [14] 姚晓涵, 陈帅, 杨博, 等. 基于联邦滤波的异质异步多传感器组合导航算法[J]. *航天控制*, 2021, 39(5): 27-31, 38.
- [15] 高自谦, 王海涌, 王永海, 等. 捷联惯性/天文/雷达高度表组合导航[J]. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43(12): 2505-2512.
- [16] LYU W W, CHENG X H, WANG J L. Adaptive federated IMM filter for AUV integrated navigation systems [J]. *Sensors (Basel, Switzerland)*, 2020, 20(23): 6806.
- [17] CHEN Y, WANG W, MENG Y, et al. A multi-information integrated navigation method for shipboard landing [J]. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2019, 631(5): 052046.
- [18] 崔展博, 景博, 焦晓璇, 等. 基于联邦卡尔曼滤波器的容错组合导航系统设计[J]. *电子测量与仪器学报*, 2021, 35(11): 143-153.
- [19] 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.
- [20] 米静. 弹载捷联惯性导航系统冗余技术研究[D]. 太原: 中北大学, 2021.
- [21] 乔玉新, 林雪原, 张吉松, 等. 发射系下的SINS/CNS/GNSS组合导航UKF滤波算法[J]. *中国空间科学技术*, 2021, 41(5): 103-109.
- [22] 朱震曙. 弹载INS/GNSS组合导航数据融合技术研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2021.
- [23] 杜鹏, 杨静, 邱红专, 等. 基于对偶四元数的捷联惯导算法在发射点惯性系下的应用研究[J]. *导航定位与授时*, 2021, 8(2): 74-81.
- [24] KANG J, XIONG Z, RONG W, et al. Resilient multi-source integrated navigation method for aerospace vehicles based on on-line evaluation of redundant information [J]. *Aerospace*, 2022, 9(7): 333.
- [25] 段睿, 张小红, 朱锋. 多源信息融合的组合导航自适应联邦滤波算法[J]. *系统工程与电子技术*, 2018, 40(2): 267-272.