

# 捷联惯导/天文导航/合成孔径雷达组合导航系统\*

李群生<sup>1,2</sup>, 赵 剡<sup>1</sup>, 鲁 浩<sup>2</sup>, 徐剑芸<sup>2</sup>

(1. 北京航空航天大学仪器科学与光电工程学院 北京 100191; 2. 中国空空导弹研究院 洛阳 471009)

**摘要:**设计了适用于巡航导弹的捷联惯性/天文导航/合成孔径雷达(SINS/CNS/SAR)组合导航系统,针对巡航导弹对导航系统高精度和自主性的要求以及其匀速、等高状态飞行的特性,突出工程实用性,对SINS/CNS/SAR组合导航采用非线性建模,非线性的无迹卡尔曼滤波(UKF)方法进行各子滤波器的滤波,非线性的模型和滤波方法更符合实际,因而提高了系统精度,而子滤波器之间的信息融合过程选择基于信息分配因子实时调整的联邦滤波器,大大增强了系统的容错性和实时性。提出了一种新的可观测度计算方法,简化了可观测度的计算。数字和半实物仿真实验表明组合导航系统对于巡航导弹高空长航的飞行环境具有很强适用性,该组合导航系统不但适用于巡航导弹,也适用于无人机等其他一些长航时飞行器,具有重大的工程应用价值。

**关键词:** 巡航导弹;捷联惯性/天文导航/合成孔径雷;无迹卡尔曼滤波;组合导航

**中图分类号:** TH702 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 590.2010

## SINS/CNS/SAR integrated navigation system

Li Qunsheng<sup>1,2</sup>, Zhao Yan<sup>1</sup>, Lu Hao<sup>2</sup>, Xu Jianyun<sup>2</sup>

(1. School of Instrument Science and Opto-electronics Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

**Abstract:** A SINS/CNS/SAR integrated navigation system suitable for cruise missile is designed in this paper. Aiming at the requirements of high precision and autonomy of the navigation system and the characteristics of uniform speed and constant height flight of cruise missile, the engineering practicability of the project is highlighted. The nonlinear modeling is adopted for the SINS/CNS/SAR integrated navigation and the nonlinear UKF method is used to perform the filtering of the sub-filters. The nonlinear model and filter method are more practical, so the system accuracy is improved. In the information fusion process among the sub-filters, the federal filter based on the information allocation factor is selected to adjust the system in real-time, which greatly enhances the fault tolerance and real-time performance of the system. A new method for computing observability is proposed and the observability computation is simplified. The digital and hardware in the loop simulation experiments show that the integrated navigation system is very suitable for the high altitude long endurance flight environment of cruise missiles. The integrated navigation system is not only suitable for cruise missiles, but also has great engineering value for some other long endurance aircrafts, such as UAVs, and has great engineering application value.

**Keywords:** cruise missile; strapdown inertial navigation system/celestial navigation system/synthetic aperture radar (SINS/CNS/SAR); unscented Kalman filter (UKF); integrated navigation

## 0 引 言

巡航导弹作为一种精确打击武器,所采用的导航技术非常关键,甚至直接决定了最终的打击精度,高精度和自主性是对巡航导弹导航系统的重要要求。

捷联惯性(strapdown inertial navigation system, SINS)自主导航系统,具有隐蔽性好、导航信息完备和短时精度高等优点,天文导航(celestial navigation system, CNS)是一种高精度自主导航系统,合成孔径雷达(synthetic aperture radar, SAR)能全天候工作,探测距离远、分辨率高。结合巡航导弹对导航系统的需求和导航系统的特

点,采用 SINS/CNS/SAR 组合导航是巡航导弹上十分适合的导航方案。新一代飞行器最为青睐的方案有可能将会是高可靠、高精度、长航时的 SINS/CNS/SAR 自主组合导航系统。

国内外的学者对于 SINS/CNS 和 SINS/SAR 组合导航系统已经进行了较多的研究。文献[1]提出了一种利用加表虚拟观测信息辅助 SINS/CNS 深组合导航方法;文献[2]基于可观测性提出了一种 SINS/CNS 组合导航模型降维的方法;文献[3]提出了用大气折射模型得到的折射视高度来抑制位置误差的发散方法;文献[4]提出一种惯性/天文互助实现导航系统初始化的方法。目前,美军的中远程轰炸机 B-52、FB-111、B-1B、B-2A,大型运输机 C-141A,高空侦察机 U-2、SR-71,“三叉戟 I 型”和“三叉戟 II 型”导弹和俄罗斯的 TU-16、TU-95、TU-160 轰炸机,SS-N 系列弹道等均使用了惯导/天文组合导航设备。由于 SAR 的探测距离远可达数百公里,可以解决“战斧”系列巡航导弹采用 SINS/地形匹配、SINS/景象匹配只能低空飞行等缺点,采用 SINS/SAR 组合导航其水平估计误差可达  $2\text{ m}$  [5]。文献[6]提出了一种 SINS/SAR 组合导航中补偿量测滞后的无序量测算法;文献[7]将自适应中心差分粒子滤波算法应用于 SINS/SAR 组合导航;文献[8]将一种新的衰减记忆平方根 UPF 算法应用于 SINS/SAR 组合导航信息融合;文献[9]建立了基于四元数的 SINS/SAR 组合导航系统非线性数学模型,并进行自适应无味粒子滤波(unscented particle filter, UPF)滤波算法,实现了导航定位精度的提高。但是使用 CNS 或 SAR 独立进行修正 SINS 时,由于提供的量测信息不够全面,故不能对所有的导航参数误差都具有较好的修正效果,部分参数误差较大甚至发散。

近年来 SINS/CNS/SAR 组合导航系统逐渐成为研究热点,文献[10]将抗差自适应无迹粒子滤波算法和自主导航多源信息融合算法对用于 SINS/CNS/SAR 组合导航系统;文献[11]采用 Kalman 滤波对 SINS/CNS/SAR 系统进行行了仿真研究;文献[12]重点对 SINS/CNS/SAR 组合导航系统和量测模型误差补偿进行了研究;文献[13]针对 SINS/CNS/SAR 所采用的非线性滤波方法进行了较为系统的研究,认为 RAASGHQF 在鲁棒性和精度方面的具有优势;文献[14]设计了时间更新和量测更新分离的异步集中卡尔曼滤波算法,有效解决了多传感器非等间隔信息融合问题;文献[15]提出了一种基于自适应鲁棒滤波的多传感器组合导航方法,在系统噪声统计特性未知的情况下,优于卡尔曼滤波的精度;文献[16]利用 Kalman 滤波对的 GPS/DVL/FOG 组合导航系统进行了研究;文献[17]采用中心微分 Kalman 滤波避免了雅可比矩阵的计算,并且可以获得更小的线性化误差;文献[18]将异步量测序贯处理方法引入滤波滤波模型。

高精度全自主 SINS/CNS/SAR 复合导航制导系统工作时,SINS/CNS 组合作为远程高超音速巡航导弹的中制导方案,其自主性、高精度性是显而易见的,采用 SINS/SAR 图像匹配技术作为末制导方案,具有非常高的制导精度,其不受气候、天气和外界环境影响,具有全天候和全天时等优点。这种组合,可以充分发挥这 3 种自主制导方式的优点,弥补其不足,对提高武器导航系统的自主性、可靠性和生存能力具有极其重要的战略意义。

## 1 系统方案设计

将 CNS 子系统和 SAR 子系统分别与 SINS 进行滤波,再通过联邦滤波进行信息融合,以实现全局最优估计。SINS 的高度通道是发散的,且 SAR 和 CNS 均不能直接输出高度信息,故使用导弹携带的高度表对 SINS 的高度通道进行阻尼。本文中建立的 SINS/CNS/SAR 组合导航系统的结构如图 1 所示。

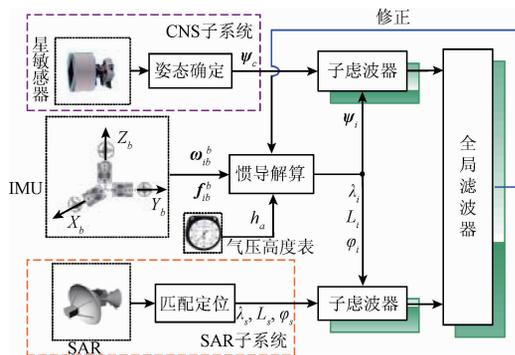


图 1 SINS/CNS/SAR 组合导航系统结构

Fig. 1 The SINS/CNS/SAR integrated navigation system structure block diagram

图 1 中,  $\omega_{ib}^b$  和  $f_{ib}^b$  分别为惯性测量单元(inertial measurement unit, IMU)提供的导弹角速度和加速度,  $\psi_i$ 、 $\psi_c$  分别为 SINS 和 CNS 解算得到的导弹三轴姿态,  $h_a$  为气压高度表提供的导弹高度信息,  $\lambda_i$ 、 $L_i$ 、 $\varphi_i$  为 SINS 解算得到的导弹经纬度和航向角,  $\lambda_s$ 、 $L_s$ 、 $\varphi_s$  为 SAR 图像匹配得到的导弹经纬度和航向角。

气压高度表一般直接接入高度通道的阻尼回路,用于抑制高度通道的发散,本文着重研究基于 CNS 和 SAR 来修正 SINS 的滤波器的设计。

### 1.1 状态方程

组合导航系统的状态方程由 SINS 的器件误差方程和导航参数误差方程组成,参见文献[13]。

### 1.2 量测方程

1) SINS/CNS 子滤波器量测方程

SINS 解算的弹体姿态角信息为  $\psi_i = [\theta_i, \varphi_i, \gamma_i]^T$ ,

星敏感器输出的姿态角信息为  $\boldsymbol{\psi}_c = [\theta_c, \varphi_c, \gamma_c]^T$ 。将  $(\boldsymbol{\psi}_i - \boldsymbol{\psi}_c)$  作为 SINS/CNS 子滤波系统的量测:

$$\mathbf{Z}_1(t) = \boldsymbol{\psi}_i - \boldsymbol{\psi}_c = [\Delta\theta, \Delta\varphi, \Delta\gamma]^T + [v_\theta, v_\varphi, v_\gamma]^T \quad (1)$$

式中:  $\boldsymbol{\psi} = [\theta, \varphi, \gamma]^T$  为导弹真实的俯仰、航向和滚转角,  $\Delta\theta, \Delta\varphi, \Delta\gamma$  为 SINS 的姿态解算误差,  $v_\theta, v_\varphi, v_\gamma$  为星敏感器的姿态测量误差。

根据平台失准角的定义可以得出:

$$\mathbf{C}_b^n = \mathbf{C}_p^n \hat{\mathbf{C}}_b^n = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_b^n(1,1) & \mathbf{C}_b^n(1,2) & \mathbf{C}_b^n(1,3) \\ \mathbf{C}_b^n(2,1) & \mathbf{C}_b^n(2,2) & \mathbf{C}_b^n(2,3) \\ \mathbf{C}_b^n(3,1) & \mathbf{C}_b^n(3,2) & \mathbf{C}_b^n(3,3) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -\phi_z & \phi_y \\ \phi_z & 1 & -\phi_x \\ -\phi_y & \phi_x & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{C}}_b^n(1,1) & \hat{\mathbf{C}}_b^n(1,2) & \hat{\mathbf{C}}_b^n(1,3) \\ \hat{\mathbf{C}}_b^n(2,1) & \hat{\mathbf{C}}_b^n(2,2) & \hat{\mathbf{C}}_b^n(2,3) \\ \hat{\mathbf{C}}_b^n(3,1) & \hat{\mathbf{C}}_b^n(3,2) & \hat{\mathbf{C}}_b^n(3,3) \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中:  $\mathbf{C}_b^n$  为  $\boldsymbol{\psi}$  构成的理想捷联矩阵,  $\hat{\mathbf{C}}_b^n$  为  $\boldsymbol{\psi}_i$  构成的 SINS 解算得出的捷联矩阵。

考虑到  $\Delta\theta, \Delta\varphi, \Delta\gamma$  均为小量,解算过程忽略二阶及以上的小量,可得:

$$\begin{bmatrix} \Delta\theta \\ \Delta\varphi \\ \Delta\gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos\varphi_i & \sin\varphi_i & 0 \\ -\tan\theta_i \sin\varphi_i & -\tan\theta_i \cos\varphi_i & 1 \\ -\frac{\sin\varphi_i}{\cos\theta_i} & -\frac{\cos\varphi_i}{\cos\theta_i} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi_E \\ \phi_N \\ \phi_U \end{bmatrix} \quad (3)$$

根据式(3),建立 SINS/CNS 子滤波系统的量测方程为:

$$\mathbf{Z}_1(t) = h_1(\mathbf{X}(t), t) + \mathbf{V}_1(t) \quad (4)$$

式中:  $\mathbf{V}_1 = [v_\theta, v_\varphi, v_\gamma]^T$  为星敏感器的姿态测量误差。

2) SINS/SAR 子滤波器的量测方程

将 SINS 输出的  $\varphi_i, L_i, \lambda_i$  与 SAR 匹配定位输出的  $\varphi_s, L_s, \lambda_s$  之差,作为 SINS/SAR 子滤波器的量测。则  $\mathbf{Z}_2$  可写为:

$$\mathbf{Z}_2 = [\varphi_i, L_i, \lambda_i]^T - [\varphi_s, L_s, \lambda_s]^T = [\Delta\varphi, \delta L, \delta\lambda]^T + [v'_\varphi, v_L, v_\lambda]^T \quad (5)$$

由于:

$$\begin{cases} \Delta\varphi = -\phi_E \tan\theta_i \sin\varphi_i - \phi_N \tan\theta_i \cos\varphi_i + \phi_U \\ \delta L = \delta L \\ \delta\lambda = \delta\lambda \end{cases} \quad (6)$$

建立 SINS/SAR 子滤波器的量测方程为:

$$\mathbf{Z}_2(t) = h_2(\mathbf{X}(t), t) + \mathbf{V}_2(t) \quad (7)$$

式中:  $\mathbf{V}_2 = [v'_\varphi, v_L, v_\lambda]^T$  作为 SINS/SAR 子滤波器的量测误差。

### 1.3 无迹卡尔曼滤波

由于建立的系统状态方程中存在非线性方程,若采用卡尔曼滤波(Kalman filtering, KF)或者扩展卡尔曼滤波,均会造成模型的不准确,使得滤波效果欠佳。无迹卡

尔曼滤波(unscented Kalman filter, UKF)最大的优点是对非线性函数的概率密度分布进行近似,而不是对非线性函数进行近似,因而对于 SINS/SAR 和 SINS/CNS 子滤波器,本文均选用基于无迹变换的 UKF 滤波。

UKF 的滤波过程如下:

1) 初值设定

由于系统和量测的误差均假定为加性噪声,本文中的 UKF 不进行扩维处理。系统状态  $\mathbf{X}$  和误差协方差阵  $\mathbf{P}$  的初值设定为:

$$\hat{\mathbf{X}}_0 = E[\mathbf{X}_0], \quad P_0 = E[(\mathbf{X}_0 - \hat{\mathbf{X}}_0)(\mathbf{X}_0 - \hat{\mathbf{X}}_0)^T] \quad (8)$$

2) Sigma 点选取

$$\begin{cases} \boldsymbol{\chi}_{k-1/k-1}^0 = \hat{\mathbf{X}}_{k-1/k-1} \\ \boldsymbol{\chi}_{k-1/k-1}^i = \hat{\mathbf{X}}_{k-1/k-1} + (\sqrt{(N+\lambda)\mathbf{P}_{k-1/k-1}})_i \\ i = 1, \dots, N \\ \boldsymbol{\chi}_{k-1/k-1}^i = \hat{\mathbf{X}}_{k-1/k-1} - (\sqrt{(N+\lambda)\mathbf{P}_{k-1/k-1}})_i \\ i = N+1, \dots, 2N \end{cases} \quad (9)$$

式中:  $N$  为系统状态的维数;  $\lambda = \alpha^2(N + \kappa) - N$  表示分布尺度参数;  $\alpha$  决定采样点在  $\hat{\mathbf{X}}_{k-1/k-1}$  附近的分布程度,其典型值选取为  $\alpha = 10^{-3}$ ;  $\kappa$  是另一个尺度参数,通常选择  $\kappa = 0$ ;  $(\sqrt{(N + \lambda)\mathbf{P}_{k-1/k-1}})_i$  表示  $(N + \lambda)\mathbf{P}_{k-1/k-1}$  矩阵平方根的第  $i$  列。

3) 时间更新

$$\begin{cases} \boldsymbol{\zeta}_{k/k-1}^i = F(\boldsymbol{\chi}_{k-1/k-1}^i, t_{k-1}) \\ \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_S^i \boldsymbol{\zeta}_{k/k-1}^i \\ \mathbf{P}_{k/k-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_C^i [\boldsymbol{\zeta}_{k/k-1}^i - \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1}] \cdot [\boldsymbol{\zeta}_{k/k-1}^i - \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1}]^T + \mathbf{Q}_{k-1} \\ \mathbf{Z}_{k/k-1} = H(\hat{\mathbf{X}}_{k/k-1}, t_{k-1}) \\ \hat{\mathbf{Z}}_k = \sum_{i=0}^{2n} W_S^i \mathbf{Z}_{k/k-1} \end{cases} \quad (10)$$

权值计算如下:

$$\begin{cases} W_S^0 = \frac{\lambda}{N + \lambda} \\ W_C^0 = \frac{\lambda}{N + \lambda} + (1 - \alpha^2 + \beta) \\ W_S^i = W_C^i = \frac{1}{2(N + \lambda)} \end{cases} \quad (11)$$

式中:对于高斯分布,  $\beta = 2$  是最优的。

4) 量测更新

$$\begin{cases} \mathbf{P}_{zz} = \sum_{i=0}^{2n} W_C^i [\mathbf{Z}_{k/k-1} - \hat{\mathbf{Z}}_k][\mathbf{Z}_{k/k-1} - \hat{\mathbf{Z}}_k]^T + R_k \\ \mathbf{P}_{xz} = \sum_{i=0}^{2n} W_C^i [\boldsymbol{\zeta}_{k/k-1}^i - \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1}][\mathbf{Z}_{k/k-1} - \hat{\mathbf{Z}}_k]^T \\ \mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{xz}(\mathbf{P}_{zz})^{-1} \\ \hat{\mathbf{X}}_k = \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1} + \mathbf{K}_k(\mathbf{Z}(k) - \hat{\mathbf{Z}}_k) \\ \mathbf{P}_k = \mathbf{P}_{k/k-1} - \mathbf{K}_k \mathbf{P}_{zz} \mathbf{K}_k^T \end{cases} \quad (12)$$

SINS/CNS 和 SINS/SAR 子滤波器分别按照上述 UKF 过程进行滤波,得到各自的最优状态估计和误差协方差阵。将子滤波器的估计通过联邦滤波器的信息融合过程即可得到全局最优估计,进而实现对 SINS 的最优校正。

1.4 联邦滤波器

如图2所示,方差阵为  $P_g$ ,全局状态估计为  $X_g$ ,各子滤波器的输出为方差阵为  $P_i$  和状态估计  $X_i$ ,主滤波器的方差阵为  $P_m$ ,状态估计为  $X_m$ 。联邦滤波器的步骤如下。

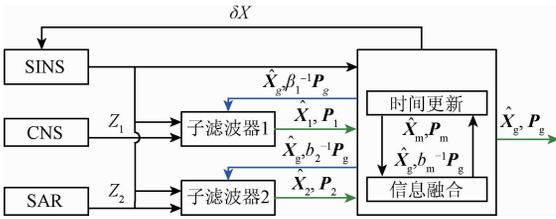


图2 SINS/CNS/SAR 联邦滤波器结构

Fig.2 The SINS/CNS/SAR federal filter structure block diagram

1) 信息分配

信息分配因子的选取直接决定了联邦滤波器的性能。基于“精度较高的子系统分配较多的信息量,而精度较低的子系统分配较少的信息量”的原则,此处摒弃常规的平均分配,而是选用一种随各子滤波器的实时精度进行信息分配因子的优化选择方法。

$$\beta_i = \frac{\text{trace}(P_{i,k/k-1}^{-1})}{\text{trace}(P_{1,k/k-1}^{-1}) + \text{trace}(P_{2,k/k-1}^{-1}) + \text{trace}(P_{m,k/k-1}^{-1})} \quad (13)$$

$$\begin{cases} Q_i(k) = (\beta_i)^{-1} Q(k) \\ P_i(k) = (\beta_i)^{-1} P_g(k) \\ \hat{X}_i(k) = \hat{X}_g(k) \end{cases} \quad i = 1, 2, m \quad (14)$$

式中:  $P_{i,k/k-1}$  ( $i = 1, 2, \dots, m$ ) 分别对应两个子滤波器和主滤波器的一次预测误差阵。

2) 时间更新和量测更新

主滤波器和子滤波器独立进行时间更新,而量测更新只在两个子滤波器中进行,且更新过程按照前面所述 UKF 中的时间和量测更新过程进行。

3) 信息融合

$$\begin{cases} P_g = (P_m^{-1} + P_1^{-1} + P_2^{-1})^{-1} \\ \hat{X}_g = P_g (P_m^{-1} \hat{X}_m + P_1^{-1} \hat{X}_1 + P_2^{-1} \hat{X}_2) \end{cases} \quad (15)$$

2 稳定性分析

经典奇异值可观测性计算方法,需要将每一个奇异值按照下式计算出:

$$x'_0 = \begin{pmatrix} u_i^T Z \\ \sigma_i \end{pmatrix} v_i \quad (15)$$

如果  $\sigma_i$  使  $x$  的第  $k$  个分量取值最大,则认为  $\sigma_i$  得到第  $k$  个状态变量的可观测度。可以看出等式右边括号内是一个标量,因此,是否乘以这个标量并不影响判断  $\sigma_i$  使  $x$  的哪个分量取值最大,只需要观察向量  $v_i$  的元素取值即可,若  $v_i$  的第  $k$  个分量取值最大,则  $\sigma_i$  使  $x$  的第  $k$  个分量取值最大,进而可以由  $\sigma_i$  计算第  $k$  个状态变量的可观测度,各状态的可观测度如表1所示。如相比较而言,传感器的误差可观测性较差。

表1 状态可观测度

Table 1 State observability

状态	可观测度	状态	可观测度
$\phi_E$	8.67	$\varepsilon_{cx}$	$5.31 \times 10^{-5}$
$\phi_N$	8.67	$\varepsilon_{cy}$	$5.31 \times 10^{-5}$
$\phi_U$	8.62	$\varepsilon_{cz}$	$4.31 \times 10^{-5}$
$\delta V_E$	1	$\varepsilon_{rx}$	$2.38 \times 10^{-6}$
$\delta V_N$	1	$\varepsilon_{ry}$	$2.69 \times 10^{-6}$
$\delta L$	8.2	$\varepsilon_{rz}$	$2.72 \times 10^{-6}$
$\delta \lambda$	8.2	$\nabla_{cx}$	$6.29 \times 10^{-5}$
$\nabla_{cz}$	$6.87 \times 10^{-6}$	$\nabla_{cy}$	$6.32 \times 10^{-6}$

3 数字仿真与分析

SINS/CNS/SAR 组合导航系统的仿真平台包含了轨迹发生器、SINS 的解算模块和组合导航解算模块。

3.1 数字仿真条件

仿真对象选择为地基发射的巡航导弹,根据其飞行特点进行轨迹设计。初始飞行纬度为  $39^\circ N$ , 经度为  $117^\circ E$ , 飞行速度为  $400 \text{ m/s}$ ; 初始航向角为  $45^\circ$ 。导弹的轨迹设定:  $0 \sim 60 \text{ s}$  为爬升段,  $60 \sim 600 \text{ s}$  为高空巡航段,  $600 \sim 655 \text{ s}$  为俯冲段,  $655 \sim 1195 \text{ s}$  为近地巡航段,  $1195 \sim 1200 \text{ s}$  为俯冲打击目标段。

仿真条件设定为 SINS 导航系统中,陀螺仪的常值漂移和随机漂移分别为  $0.01^\circ/h$  和  $0.001^\circ/h$ , 一阶马尔科夫漂移项的相关时间为  $1800 \text{ s}$ ; 加速度计的常值漂移和随机漂移分别为  $100 \mu\text{g}$  和  $10 \mu\text{g}$ ; 惯性器件的采样周期为  $0.01 \text{ s}$ ; 星敏感器的姿态测量精度为  $3''$ , 采样周期为  $5 \text{ s}$ ; SAR 匹配定位的水平位置精度为  $3 \text{ m}$ , 航向角精度为  $0.1^\circ$ , 匹配定位的周期为  $5 \text{ s}$ 。

3.2 数字结果与分析

根据前述条件,分别进行 SINS/SAR、SINS/CNS 和 SINS/CNS/SAR 组合导航的仿真。不同组合方式的导航参数误差比较如图3~9所示。

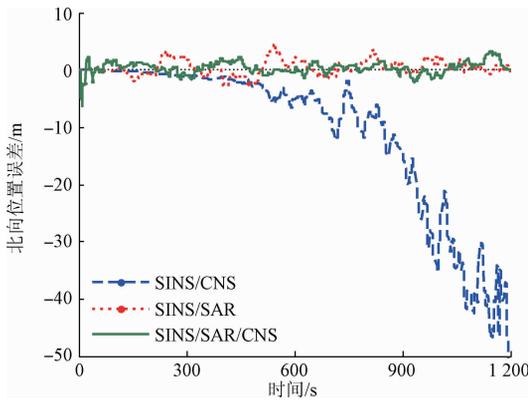


图 3 不同组合模式下北向位置误差

Fig. 3 North position error under different combination modes

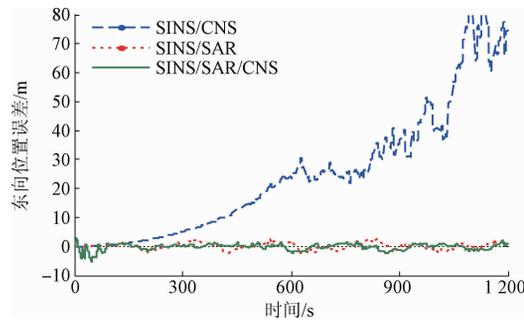


图 4 不同组合模式下东向位置误差

Fig. 4 East position error under different combination modes

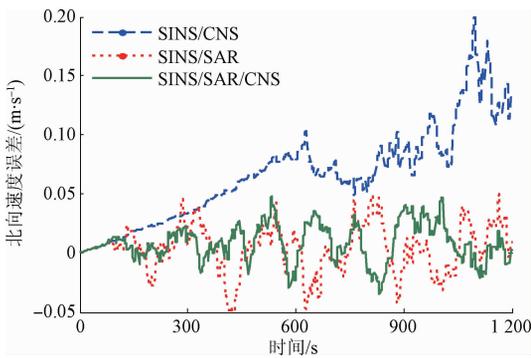


图 5 不同组合模式下北向速度误差

Fig. 5 North velocity error under different combination modes

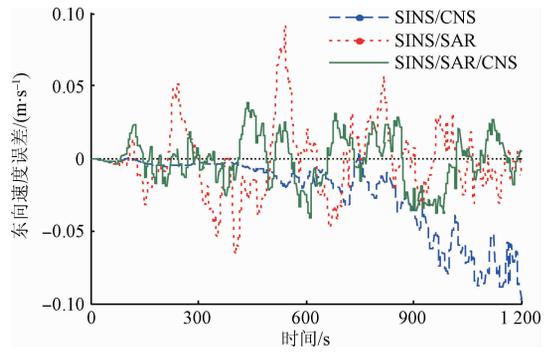


图 6 不同组合模式下东向速度误差

Fig. 6 East velocity error under different combination modes

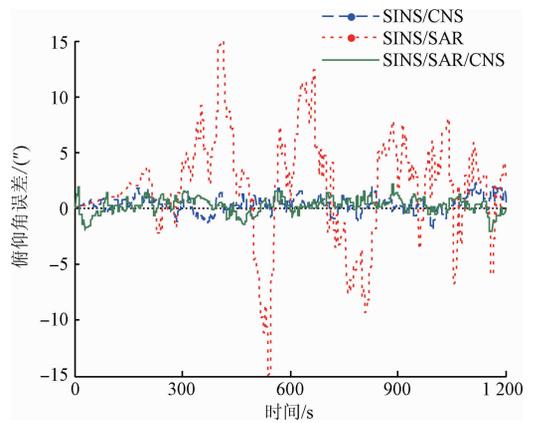


图 7 不同组合模式下俯仰角误差

Fig. 7 Pitch angle error under different combination modes

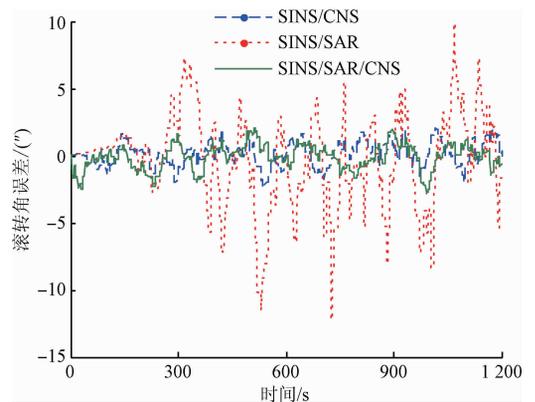


图 8 不同组合模式下滚转角误差

Fig. 8 Roll angle error under different combination modes

一般来讲,具有外部观测数据的导航参数的修正效果较好。在 SINS/SAR 组合系统中,由于 SAR 的匹配定位过程可以为导弹提供精确的水平位置信息,因此 SINS/SAR 组合导航系统对于位置和速度的修正效果较好,而姿态没有得到很好的校正;在 SINS/CNS 组合导航

系统中,星敏感器通过姿态解算可以实时提供高精度的导弹姿态角信息,所以 SINS/CNS 组合导航系统对于导弹的姿态可以较好修正,而位置误差较大;本文提出的基于 UKF 的 SINS/CNS/SAR 组合导航系统充分利用了模型的非线性,从而减小了模型误差;而且通过信息融合技

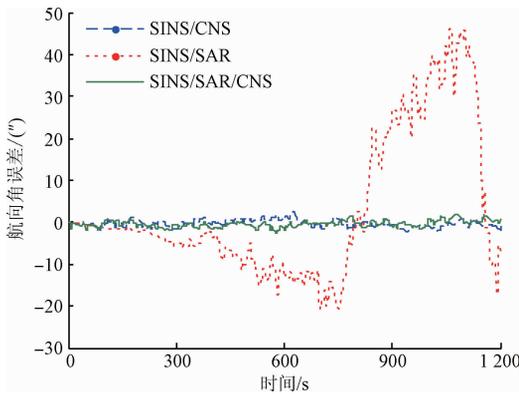


图9 不同组合模式下航向角误差

Fig. 9 Yaw angle error under different combination modes

术,根据各子滤波器的实时滤波精度选择适当的信息分配因子,从而充分利用 SAR 和 CNS 提供的量测,达到全方位提高导航参数精度的目的。由图 3~9 可以直观地看出,在整个飞行过程中,SINS/CNS/SAR 组合导航系统的导航性能均优于 SINS/SAR 和 SINS/CNS 两个子组合导航系统。由于 SINS/SAR 和 SINS/CNS 两个子滤波器可以并行、分级处理,因此 SINS/CNS/SAR 组合导航系统的实时性和容错性同样优于单独的子滤波系统。对于飞行环境较为恶劣的导弹来讲,导航系统的精度和稳定性尤为重要,而本文的 SINS/CNS/SAR 组合滤波方案正好符合这种要求。

对于导弹各导航参数误差进行周期为 1 s 的采样,将全程的误差采样值分别取模值后求平均数,即得到了各导航参数的全程平均误差,如表 2 和 3 所示。

表2 各种组合模式下的速度位置参数误差

Table 2 Position and velocity parameter errors under different combination modes

导航模式	$\delta\lambda/m$	$\delta L/m$	$\delta V_x/(m \cdot s^{-1})$	$\delta V_y/(m \cdot s^{-1})$
SINS	267	70.60	0.20	0.63
SINS/SAR	0.89	1.04	0.019	0.017
SINS/CNS	24.8	10.81	0.024	0.067
SINS/CNS/SAR	0.79	0.85	0.013	0.014

表3 各种组合模式下的姿态误差

Table 3 Attitude error under different combination modes

导航模式	$\phi_E$	$\phi_N$	$\phi_U$
SINS	10.56	3.06	2.51
SINS/SAR	4.00	2.78	12.92
SINS/CNS	0.64	0.75	0.73
SINS/CNS/SAR	0.60	0.73	0.75

根据以上的数据比较,更加直观地反应出 SINS/SAR 组合导航系统提供位置和速度精度较高,SINS/CNS 组合导航系统提供姿态角精度较高,而本文提出的 SINS/CNS/SAR 组合导航系统能够提升全部导航参数的精度。

### 3.3 不同滤波方法对比

仿真软件采用 Window 7 操作系统下 MATLAB R2014a,仿真硬件配置为 Core i3-4170CPU、2GB 内存的笔记本电脑,对文献[16]中提到的 SGHQF、AASGHQF 与 UKF 进行对比,如表 4 所示。

表4 各种滤波方法对比

Table 4 Comparison of various filtering methods

滤波方法	失准角/(")	速度误差/ ( $m \cdot s^{-1}$ )	位置 误差/m	计算时间/s
SGHQF	0.6	0.012	0.80	0.008 7
AASGHQF	0.58	0.011	0.75	0.006 8
UKF	0.62	0.014	0.85	0.002 1

由此可得 UKF 滤波器的滤波计算精度与另外两种算法相当,但是每个滤波周期计算时间要快的多,因此该方法更适合系统实时计算的需求。

## 4 半实物仿真与分析

为了进一步验证组合导航系统的性能,在图 10 所示为半实物仿真实验系统上进行了系统实验,整个系统由轨迹发生器驱动,实验采用真实的 SINS,将其安装在三轴转台上,角速度由三轴转台实际给出,加速度采用注入的方式实现;星光模拟器根据运动轨迹和光轴指向产生沿途可供观测的恒星星图,提供给 CNS 系统使用;SAR 回波模拟器根据运动轨迹产生回波信号提供给 SAR 系统使用。

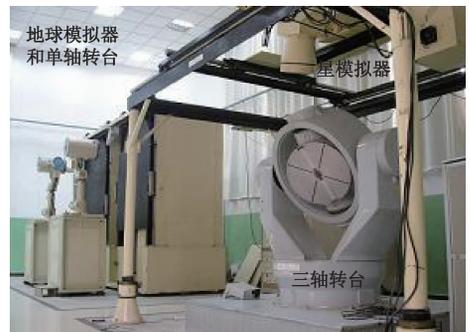


图10 半实物仿真实验系统

Fig. 10 Hardware in the loop simulation experiment system

实验轨迹的设计与数字仿真相同,实验结果如表 5 所示,从实验结果可以看出该组合导航系统具有较高的导航精度。

表 5 组合导航误差

Table 5 Integrated navigation error

参数	误差	参数	误差
$\delta\lambda/m$	1.2	$\phi_E/(")$	0.89
$\delta L/m$	1.9	$\phi_N/(")$	0.76
$\delta V_x/(m \cdot s^{-1})$	0.027	$\phi_U/(")$	0.91
$\delta V_y/(m \cdot s^{-1})$	0.032		

## 5 结 论

本文设计了适用于巡航导弹的 SINS/CNS/SAR 组合导航系统,数字和半实物仿真实验表明,SINS/CNS/SAR 组合导航系统能够充分地利用 SINS/SAR 和 SINS/CNS 两个子组合导航系统的局部估计,并且通过联邦滤波器信息分配因子的优化选择,SINS/CNS/SAR 组合导航系统导航性能提高的同时,容错性和实时性也得到大大提升。该组合导航系统不但适用于巡航导弹,对于无人机等其他一些长航时飞行器同样具有重大的应用价值。

## 参考文献

- [1] 王鼎杰,吕汉峰,吴杰. 利用虚拟观测提升自动转移飞行器导航精度[J]. 宇航学报,2017,38(5):526-532.  
WANG D J, LV H F, WU J. Accuracy enhancement of SINS/CNS integrated navigation using virtual observations for automated transfer vehicles [J]. Journal of Astronautics, 2017,38(5):526-532.
- [2] 周伟江,孙龙. 基于可观测性分析的 SINS/CNS 降维设计[J]. 计算机测量与控制,2017,25(4):143-146.  
ZHOU W J, SUN L. Reduced-dimension model of SINS/CNS based on observability analysis [J]. Computer Measurement & Control, 2017,25(4):143-146.
- [3] 钱华明,郎希开,钱林琛,等. 弹道导弹的捷联惯性/天文组合导航方法[J]. 北京航空航天大学学报,2017,43(5):857-864.  
QIAN H M, LANG X K, QIAN L CH, et al. Ballistic missile SINS/CNS integrated navigation method [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017,43(5):857-864.
- [4] 朱海微,郁丰,熊智,等. 基于惯性/天文互助的导航系统初始化算法[J]. 计算机仿真,2017,34(4):82-85.  
ZHU H W, YU F, XIONG ZH, et al. Initialization algorithm of navigation system based on the cooperation of SINS and CNS[J]. Computer Simulation, 2017,34(4):82-85.
- [5] 宫晓琳,秦婷婷. SINS/GPS 组合平滑估计在机载 SAR 实时运动补偿中的应用[J]. 电子与信息学报,2014,36(7):1560-1565.  
GONG X L, QIN T T. Application of smoothing algorithm in SINS/GPS integrated system for airborne SAR real-time motion compensation [J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2014,36(7):1560-1565.
- [6] 崔曼曼,刘思伟,高社生. SINS/SAR 组合导航系统中量测滞后补偿方法研究[J]. 测控技术,2014,33(6):20-23.  
CUI M M, LIU S W, GAO SH SH. Study on measuring delay compensation method for SINS/SAR integrated navigation system [J]. Measurement & Control Technology, 2014,33(6):20-23.
- [7] 薛丽,高社生,杨一. 自适应 CDPF 及其在组合导航中的应用[J]. 计算机仿真,2014,31(1):45-48.  
GAO L, GAO SH SH, YANG Y. Adaptive CDPF for integrated navigation [J]. Computer Simulation, 2014,31(1):45-48.
- [8] 高怡,高社生,吴佳鹏. 衰减记忆平方根 UPF 算法及其在组合导航中的应用[J]. 中国惯性技术学报,2014,22(6):777-781.  
GAO Y, GAO SH SH, WU J P. Fading-memory square-root unscented particle filter algorithm and its application in integrated navigation system [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2014,22(6):777-781.
- [9] ZHONG Y M. A quaternion-based method for SINS/SAR integrated navigation system [J]. IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems, 2012,48(1):514-524.
- [10] 刘逸涵,高兵兵,魏文辉. SINS/CNS/SAR 组合导航系统设计与高性能算法研究[J]. 电子设计工程,2014,22(17):168-171.  
LIU Y H, GAO B B, WEI W H. Design of SINS/CNS/SAR integrated navigation system and study of high performance algorithm [J]. Electronic Design Engineering, 2014,22(17):168-171.
- [11] 杨波,陈道,熊陶,等. 高空长航时 SINS/SAR/CNS 组合导航方法研究[J]. 航天控制,2013,31(5):31-34.  
YANG B, CHEN X, XIONG T, et al. Research on SINS/SAR/CNS integrated navigation method under high altitude long-endurance environment [J]. Aerospace Control, 2013,31(5):31-34.
- [12] 冯志华. 飞行器 SINS/CNS/SAR 组合导航技术与系统误差估计[D]. 西安:西北工业大学,2016.  
FENG ZH H. Research on filtering and estimating systematic errors for SINS/CNS/SAR integrated vehicle navigation system [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University,2016.
- [13] 梁浩. 非线性高斯滤波方法研究及其在 CNS/SAR/

- SINS 组合导航中的应用[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2015.
- LIANG H. Study of nonlinear gaussian filters and its application to CNS/SAR/SINS integrated navigation [D]. Harbin; Harbin Institute of Technology,2015.
- [14] 于永军,刘建业,熊智,等. 非同步量测特性的惯性/星光/卫星组合算法研究[J]. 仪器仪表学报,2011,32(12):2761-2767.
- YU Y J, LIU J Y, XIONG ZH, et al. Study on SINS/STAR/GPS integrated navigation algorithm with incoordinate interval characteristics[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2011,32(12):2761-2767.
- [15] 刘晓光,胡静涛,王鹤,等. 基于自适应  $H_{\infty}$  滤波的组合导航方法研究[J]. 仪器仪表学报,2014,35(5):1013-1021.
- LIU X G, HU J T, WANG H, et al. Research on integrated navigation method based on adaptive  $H_{\infty}$  filter[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2014,35(5):1013-1021.
- [16] 黎蓉. 卡尔曼滤波在组合导航数据处理中的应用[J]. 电子测量技术,2017,40(3):158-162.
- LI R. Study on the application of Kalman filtering in the integrated navigation [J]. Electronic Measurement Technology, 2017,40(3):158-162.
- [17] 蔡挺,刘明雍,黄博. 基于中心微分 Kalman 滤波的重力/惯性组合导航[J]. 国外电子测量技术,2013,32(1):22-24.
- CAI T, LIU M Y, HUANG B. The gravity /inertial integrated navigation based on center differential Kalman filtering [J]. Foreign Electronic Measurement Technology, 2013,32(1):22-24.
- [18] 高胜峰,陈建华,朱海. SINS/LBL 组合导航序贯滤波

方法[J]. 仪器仪表学报,2017,38(5):1071-1078.

GAO SH F, CHEN J H, ZHU H. Sequential filter algorithm in SINS/LBL integrated navigation [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2017,38(5):1071-1078.

### 作者简介



**李群生**,1998 年于南昌航空大学院获得学士学位,2003 年于清华大学获得硕士学位,现为中国空空导弹研究院高级工程师、北京航空航天大学博士研究生,主要研究方向为导航、滤波和控制。

E-mail:570658391@123.com

**Li Qunsheng** received his B.Sc. degree from Nanchang Hangkong University in 1998 and M.Sc. degree from Tsinghua University in 2003. Now he is a senior engineer in China Airborne Missile Academy. He is currently a Ph.D. candidate in Instrumentation Science and Technology, Beihang University. His main research interest includes navigation, filtering and control.



**赵刻**,1982 年于北京科技大学获得学士学位,1985 年于中北大学获得硕士学位,1998 年于北京航空航天大学获得博士学位,现为北京航空航天大学教授,主要研究方向为 GPS 信号处理、仪器设计和测试。

E-mail;zhaoyanbuaa@163.com

**Zhao Yan** received his B.Sc. degree from University of Science & Technology Beijing in 1982, M.Sc. degree from North University of China in 1985, and Ph.D. degree from Beihang University in 1998. Now he is a professor in School of Instrumentation Science and Optoelectronics Engineering, Beihang University. His main research interest includes GPS signal processing, instruments design and test.