

doi: 10.7690/bgzd.2016.04.005

基于低成本传感器的航弹组合导航算法

翟 萌, 贾方秀, 于纪言

(南京理工大学智能弹药国防重点实验室, 南京 210094)

摘要: 为了降低航弹成本、提升装备效费比, 以低成本航空制导炸弹的组合导航系统为研究对象进行算法研究。利用扩展卡尔曼滤波算法构建以 MEMS 陀螺和加速计为核心, GPS 辅助的低成本、高精度组合导航系统, 采用无人机飞行试验对该系统的导航性能进行评估, 得出误差数据, 并与纯惯性导航结果相对比。实验结果表明: 该导航系统定位精度能达到 2 m 以内, 系统解算精度满足航空制导炸弹飞行要求, 对常规航弹制导化改造具有工程实际意义。

关键词: 航空制导炸弹; 惯性导航; GPS/INS 组合导航; 扩展卡尔曼滤波

中图分类号: TJ765.3 **文献标志码:** A

Aviation Bomb Integrated Navigation Algorithm Used on Low-cost Sensor

Zhai Meng, Jia Fangxiu, Yu Jiyan

(National Key Laboratory of Smart Ammunition, Nanjing University of Science & Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: To reduce the cost of bomb and enhance the equipment efficiency cost ratio, an algorithm research about integrated navigation system for low cost guided aviation bomb. A low cost and high precision combined navigation system is then developed by using extended Kalman filter algorithm, MEMS gyroscope and accelerometer assisted by GPS. UAV flight experimental data is carried out to verify the navigation system, and get the error data. The results are subsequently compared to the stand-alone inertial navigation solution. The experiment results show that the positioning accuracy of this system can reach 2 meters, which can satisfy the requirement of guided aviation bomb flight. In addition, it has engineering practical significance for updating regular conventional bomb.

Keywords: guided aviation bomb; inertial navigation; GPS/INS integrated navigation system; extended Kalman filter

0 引言

航空制导炸弹是在普通低阻航空炸弹上加装制导装置并更换弹翼组件而构成的精确制导武器, 是现代轰炸机、战斗机、攻击机等空中力量对敌方政治、经济、军事等重要目标实施精确打击的重要武器。制导装置作为航空制导炸弹的核心组成部分, 其性能的优劣决定着航弹的制导精度; 因此, 研究低成本的导航系统对降低航弹成本、提升装备效费比具有重要意义^[1-2]。

基于 MEMS 技术的惯性导航系统 (inertial navigation system, INS) 具有成本低、体积小和高频输出等特点, 被广泛应用于低成本弹药系统中。受惯性传感器误差的影响, 单独的 INS 解算位置误差随时间发散, 不能满足长时间导航的要求。而全球定位系统 (global positioning system, GPS) 具有全天候、定位精度高等特点, 且误差不随时间发散; 但其信号易受干扰, 导致导航能力丧失或误差急剧增大^[3-4]。由此可见, 将这 2 种导航系统结合起来可以扬长补短, 互相弥补劣势, 实现低成本、高精度的组合导航系统。经典卡尔曼滤波算法^[5]在实现

GPS/INS 数据融合时, 由于实际工程的非线性模型问题, 往往导致滤波不稳定甚至发散。针对这一问题, 很多学者做了大量研究, 提出了一系列非线性滤波方法^[6-8], 如: 扩展卡尔曼滤波 (extended Kalman filter, EKF)^[6]、无迹卡尔曼滤波 (unscented Kalman filter, UKF)^[7]、中心卡尔曼滤波 (center Kalman filter, CDKF)^[8]等。UKF 与 CDKF 是通过构造一组权值可调的采样点通过非线性函数传播估计状态的均值和方差, 需要多次调节自由参数^[7], 相比于 EKF 计算量大、实时性较差, 在实际工程应用中操作不方便。考虑航弹导航系统的实时性要求, 笔者采用 EKF 进行数据融合。

为了满足航空制导炸弹高精度、低成本、实时性的要求, 笔者对低成本航弹导航系统的关键技术进行了研究。以低成本陀螺仪、加速度计和 GPS 多传感器为基础, 利用 GPS 提供的原始观测信息, 对 MEMS 传感器进行实时的在线标定和补偿。由于航弹飞行速度快, 普通车载实验不能满足航弹飞行速度要求, 笔者利用无人机飞行模拟航弹进行试验验证。结果表明: 设计的低成本组合导航系统能够为

收稿日期: 2015-12-13; 修回日期: 2016-01-25

作者简介: 翟 萌(1991—), 女, 江苏人, 硕士, 从事 GNSS/INS 组合导航数据融合及故障检测算法研究。

航弹提供精度长期稳定的、自主的以及高频输出的位置速度和姿态信息，满足航弹的战术需求。

1 组合导航系统设计

低成本组合导航系统主要由电源、MEMS 惯性测量单元(内含 3 轴陀螺仪和 3 轴加速度计)、GPS、导航计算机等构成。笔者以 GPS 观测得到的伪距、伪距率和 INS 推算得到的伪距、伪距率差作为观测量，其校正结构如图 1。

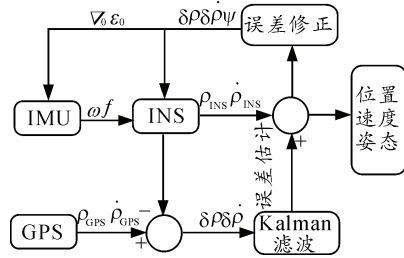


图 1 GPS/INS 组合结构

导航采用 INS 与 GPS 相互辅助的方式，将 INS 计算出的载体导航参数与 GPS 观测得到的原始参数一同输入到滤波器中，估计出 INS 的解算误差，并对其进行实时修正。

2 组合导航系统算法

2.1 惯性导航解算

以北东地 (NED) 地理坐标系作为导航系 (n 系)，载体系 (b 系) 与导航系的转换关系矩阵 C_b^n 用载体姿态四元数 $\mathbf{Q} = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ 表示^[9]为：

$$C_b^n = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (1)$$

载体姿态四元数微分方程^[9]为：

$$\dot{\mathbf{Q}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}(\mathbf{Q}) \boldsymbol{\omega}_{nb}^b \quad (2)$$

其中：

$$\boldsymbol{\Omega}(\mathbf{Q}) = \begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$\boldsymbol{\omega}_{nb}^b$ 为载体系相对导航系的旋转角速度^[9]，表达式为：

$$\boldsymbol{\omega}_{nb}^b = \boldsymbol{\omega}_{ib}^b - C_b^n (\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \quad (4)$$

式中： $\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$ 为陀螺测量的角速度； $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$ 为地球自转角速度； $\boldsymbol{\omega}_{en}^n$ 为导航系相对地球系的旋转角速度。

$\boldsymbol{\omega}_{en}^n$ 由载体的东向运动速度 v_N 、北向运动速度 v_E 、当地纬度 φ 和地球半径(子午曲率半径 R_M 和卯酉曲率半径 R_N) 决定，其表达式^[9]为

$$\boldsymbol{\omega}_{en}^n = \begin{bmatrix} \frac{v_E}{R_N} & -\frac{v_N}{R_M} & -\frac{v_E}{R_N} \tan \varphi \end{bmatrix}^T \quad (5)$$

其中 v_N 、 v_E 、 φ 为导航计算所得的最新值。

加速度在载体系测量的比力 f^b 间接表示载体的运动加速度，将其转换到导航坐标系为

$$f^n = C_b^n f^b \quad (6)$$

纯惯导系统解算可分为 2 步：

1) 利用陀螺仪测得的载体相对于惯性参考系的旋转角速度，计算出载体坐标系到导航坐标系的坐标转换矩阵；

2) 利用坐标转换矩阵，将加速度计测得的载体坐标系相对于惯性坐标系的加速度转换到导航坐标系中，然后得到载体的速度、位置信息。

2.2 状态方程

紧组合系统误差状态方程由 INS 和 GPS 误差状态方程 2 部分组成。INS 状态误差采用 psi 角误差方程建模^[9]，即为

$$\left. \begin{aligned} \delta \dot{r}^n &= -\boldsymbol{\omega}_{en}^n \times \delta r^n + \delta v^n \\ \delta \dot{v}^n &= -(\boldsymbol{\omega}_{in}^n + \boldsymbol{\omega}_{ie}^n) \times \delta v^n - \boldsymbol{\psi} \times f^n + \nabla_0 + u_v \\ \dot{\boldsymbol{\psi}}^n &= -\boldsymbol{\omega}_{in}^n \times \boldsymbol{\psi}^n + \boldsymbol{\varepsilon}_0 + u_\varepsilon \\ \dot{\nabla}_0 &= \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_0 &= \mathbf{0}_{3 \times 1} \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

式中： $\mathbf{0}_{3 \times 1}$ 为零向量； ∇_0 为加速度计常值零偏； u_ε 为陀螺测量白噪声； $\boldsymbol{\varepsilon}_0$ 为陀螺仪常值漂移； u_v 为加速度计测量噪声；且 $\boldsymbol{\omega}_{in}^n = \boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n$ 。

GPS 误差状态选取 2 个与时间相关的误差：接收机钟差 δt_{ru} ，接收机钟漂 δt_{rn} ，具体表达式如下：

$$\dot{\mathbf{x}}_{GPS}(t) = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\beta & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta t_u \\ \delta t_{ru} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mu_u \\ \mu_{ru} \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中： β 为相关时间， u_u 、 u_{ru} 为相应的驱动白噪声。

将式 (7) 和式 (8) 合并写成矩阵形式的微分方程为：

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{F}(t) \mathbf{x}(t) + \mathbf{w}(t), \quad \mathbf{w}(t) \sim N(0, \mathbf{Q}(t)) \quad (9)$$

式中： $\mathbf{x}(t)$ 为 17 维系统状态向量； $\mathbf{F}(t)$ 为 17×17 系统状态转移矩阵； $\mathbf{w}(t)$ 为系统噪声向量； $\mathbf{Q}(t)$ 为系统噪声的方差阵。其具体表达式：

$$\mathbf{x}(t) = [\delta r^n \ \delta v^n \ \boldsymbol{\psi}^n \ \nabla_0 \ \boldsymbol{\varepsilon}_0 \ \delta t_u \ \delta t_{ru}]^T;$$

$$\mathbf{w}(t) = [\mathbf{0}_{3 \times 1} \ u_v \ u_\varepsilon \ \mathbf{0}_{3 \times 1} \ \mathbf{0}_{3 \times 1} \ \mathbf{0}_{1 \times 1} \ \mathbf{0}_{1 \times 1}]^T;$$

$$F(t) = \begin{bmatrix} -\omega_{en}^n \times & I_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & -(\omega_{in}^n + \omega_{ie}^n) \times & f^n \times & I_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & -\omega_{in}^n \times & \mathbf{0}_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 1} & I_{1 \times 1} \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & -\beta & \mathbf{0}_{1 \times 1} \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中： I 为单位矩阵； $\mathbf{0}$ 为零向量。

2.3 量测方程

以 GPS 输出的伪距、伪距率与 INS 估计的伪距和伪距率之差作为观测量，构造量测方程。建立观测模型^[10]如下式：

$$\begin{bmatrix} \delta \rho \\ \delta \dot{\rho} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \rho_{INS} \\ \dot{\rho}_{INS} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \rho_{GPS} \\ \dot{\rho}_{GPS} \end{bmatrix} \quad (11)$$

设载体的真实位置为 (x, y, z) ，INS 在地球坐标系下的输出位置为 (x_I, y_I, z_I) ，第 i 颗卫星位置为 (x_{si}, y_{si}, z_{si}) ，则 INS 到卫星的伪距为

$$\rho_{li} = \sqrt{(x_I - x_{si})^2 + (y_I - y_{si})^2 + (z_I - z_{si})^2} \quad (12)$$

载体到卫星真实距离为

$$r_i = \sqrt{(x - x_{si})^2 + (y - y_{si})^2 + (z - z_{si})^2} \quad (13)$$

将式 (9) 用泰勒级数展开并忽略高阶项得到：

$$\rho_{li} = \sqrt{(x - x_{si})^2 + (y - y_{si})^2 + (z - z_{si})^2} + \frac{x - x_{si}}{r_i} \delta x + \frac{y - y_{si}}{r_i} \delta y + \frac{z - z_{si}}{r_i} \delta z \quad (14)$$

GPS 观测得到的伪距去除电离层误差、对流层误差、卫星钟差后的伪距方程^[10]为：

$$\rho_{Gi} = r_i + c \cdot \delta t_{ub} + v_{\rho i} \quad (15)$$

则伪距差观测方程为

$$\delta \rho_i = \rho_{li} - \rho_{Gi} = \begin{bmatrix} e_{ix} & e_{iy} & e_{iz} & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \\ \delta t_u \end{bmatrix} - v_{\rho i} \quad (16)$$

式中： $e_i = [e_{ix} \ e_{iy} \ e_{iz}] = -\begin{bmatrix} x_0 - x_{si} & y_0 - y_{si} & z_0 - z_{si} \\ r_{i0} & r_{i0} & r_{i0} \end{bmatrix}$

为第 i 颗卫星到接收机的视线矢量， $v_{\rho i}$ 为第 i 颗卫星测量噪声。

类似地，可得到伪距率作差的观测方程为

$$\delta \dot{\rho}_i = \dot{\rho}_{li} - \dot{\rho}_{Gi} = \begin{bmatrix} e_{ix} & e_{iy} & e_{iz} & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \dot{x} \\ \delta \dot{y} \\ \delta \dot{z} \\ \delta \dot{t}_{ru} \end{bmatrix} - v_{\dot{\rho} i} \quad (17)$$

综合式 (16) 与式 (17) 可得紧组合观测方程为：

$$z(t) = H(t)x(t) + v(t) \quad v(t) \sim N((0, R(t)) \quad (18)$$

式中： $H(t) = \begin{bmatrix} A & \mathbf{0}_{n \times 3} & \mathbf{0}_{n \times 3} & \mathbf{0}_{n \times 3} & \mathbf{0}_{n \times 3} & -I_{n \times 1} & \mathbf{0}_{n \times 3} \\ \mathbf{0}_{n \times 3} & A & \mathbf{0}_{n \times 3} & \mathbf{0}_{n \times 3} & \mathbf{0}_{n \times 3} & \mathbf{0}_{n \times 1} & -I_{n \times 1} \end{bmatrix}$

为观测矩阵； n 为可观测卫星个数； $v(t)$ 为量测噪声向量； $R(t)$ 为量测噪声误差； A 为卫星到载体的方向余弦阵。

2.4 滤波算法

航弹导航系统中采用了惯性传感器（陀螺和加速度计）、GPS 来实现航弹的导航定位功能。其中，惯导部分是整个导航系统的中心环节，GPS 作为对惯导部分的修正。由于惯性传感器在使用过程中不同程度地带有误差；因此，在实际使用过程中要通过滤波器对误差量进行估计，并在此基础之上对定位误差进行补偿。笔者采用的动态误差模型为线性模型，而观测模型呈现了明显的非线性，在卡尔曼滤波预测步骤中，需要对其在相应的预测位置进行线性泰勒近似，再利用卡尔曼滤波进行系统解算。

式 (9) 和式 (18) 是连续微分方程的形式，实际测量值是一定时间间隔内的离散值，将上述方程离散化^[11]得到：

$$\begin{cases} x_k = \Phi_{k,k-1} x_{k-1} + w_{k-1} \\ z_k = H_k x_k + v_k \end{cases} \quad (19)$$

式中： x_k 、 x_{k-1} 分别为 t_k 和 t_{k-1} 历元的状态向量； $\Phi_{k,k-1}$ 为离散后的状态转移矩阵，其通过泰勒级数展开并略去高阶项得到，具体表达式^[11]为

$$\begin{cases} \Phi_{k,k-1} \approx I_{17 \times 17} + F(t_{k-1}) \Delta t \\ H_k = \frac{\partial h[x(t_k, t_k)]}{\partial x(t_k)} \end{cases} \quad (20)$$

式中 Δt 为卡尔曼滤波时间间隔。

w_k 和 v_k 为不相关的零均值高斯噪声序列，具有如下性质^[9]：

$$\left. \begin{aligned} E[w_k w_j^T] &= \begin{cases} Q_k, & k = j \\ 0, & k \neq j \end{cases} \\ E[v_k v_j^T] &= \begin{cases} R_k, & k = j \\ 0, & k \neq j \end{cases} \\ E[w_k v_j^T] &= 0 \quad E[w_k] = E[v_k] = 0 \end{aligned} \right\} \quad (21)$$

式中： \mathbf{Q}_k 为非负定的系统噪声序列的方差阵； \mathbf{R}_k 为正定的量测噪声序列的方差阵。

卡尔曼滤波实际上就是线性最小方差估计的递推形式，当观测模型为非线性时，在预测步骤中对量测方程在相应的位置进行线性泰勒近似，得到扩展卡尔曼滤波递推公式总结^[11]：

$$\left. \begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}_{k,k-1} &= \Phi_{k,k-1} \hat{\mathbf{x}}_{k-1} \\ \mathbf{P}_{k,k-1} &= \Phi_{k,k-1} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \mathbf{Q}_{k-1} \\ \mathbf{K}_k &= \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1} \\ \hat{\mathbf{x}}_k &= \hat{\mathbf{x}}_{k,k-1} + \mathbf{K}_k (z_k - h(\hat{\mathbf{x}}_{k,k-1}, k)) \\ \mathbf{P}_k &= (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k,k-1} (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k)^T + \mathbf{K}_k \mathbf{R}_k \mathbf{P}_k^T \end{aligned} \right\} \quad (22)$$

式中： \mathbf{K}_k 为卡尔曼增益矩阵； \mathbf{P}_{k-1} 为估计值 $\hat{\mathbf{x}}_{k-1}$ 的协方差矩阵。

3 试验与分析

为了评估该系统的导航性能，笔者进行了1组无人机飞行试验。采用 Novtel 的加速度计和陀螺的性能指标参数如表1所示。图2为使用高精度GPS测量得到的飞行轨迹，飞行时间为2000s。

表1 传感器标称性能指标

参数说明	陀螺	加速度计
零偏	20 (°)/h	50 mg
零偏稳定性	1 (°)/h	0.75 μg
刻度因子	1 500 ppm	4 000 ppm
随机游走	0.066 7 (°)/√h	55 μg/√Hz

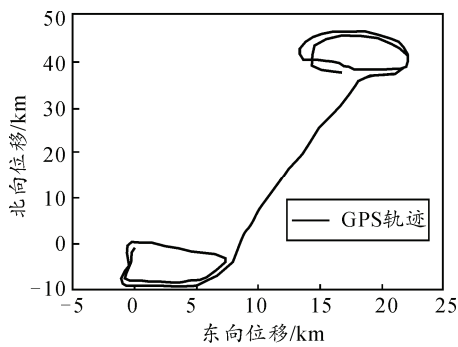


图2 飞行轨迹

将无人机的初始位置、速度设定到纯惯性导航算法中，得到纯惯导轨迹与实际飞行轨迹对比图如图3。从图中可以看出：随着时间的累积，惯性导航误差将会越来越大，输出轨迹发散，偏离真实轨迹，最终失去了导航的意义。

图4表示纯惯导时的位置解算误差，从图中可以看出：在导航的前200s内纯惯导还能保证导航的精度，而后随着时间的累加，位置误差迅速发散，位置误差最终在东向、北向和天向分别达到了

133 900, 19 350, 64 550 m，无法完成导航定位。

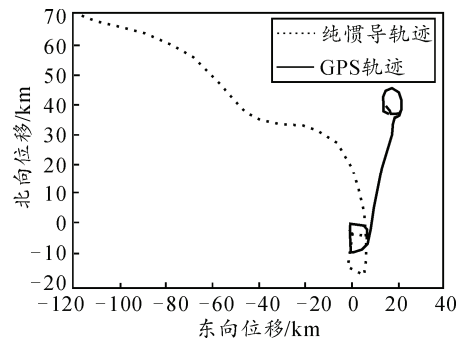


图3 飞行轨迹

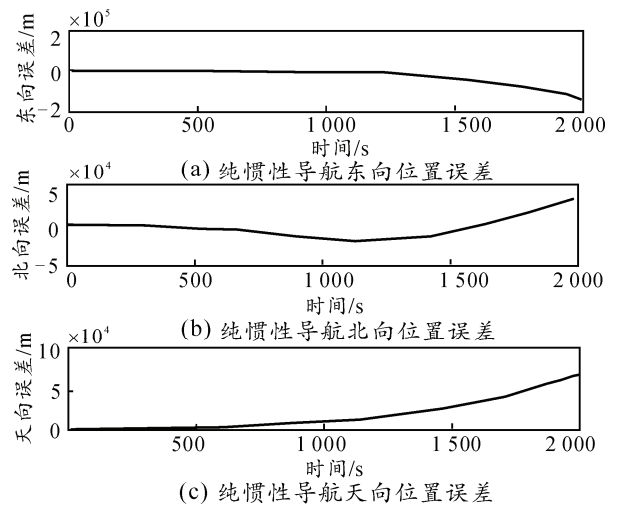


图4 纯惯性导航位置误差

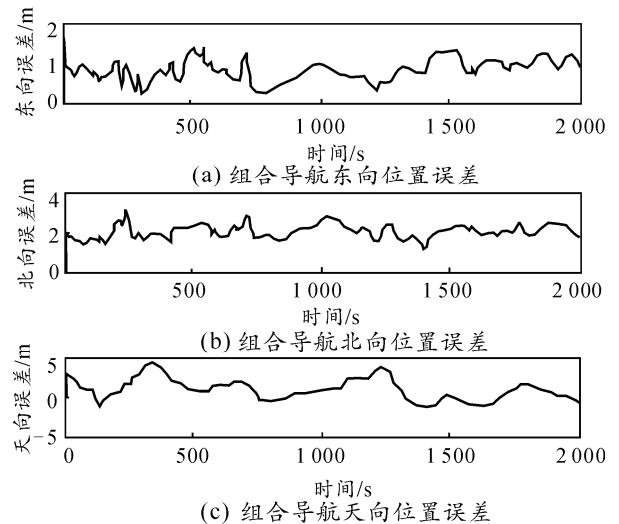


图5 组合导航位置误差

图5~图7给出了采用笔者提出的组合导航系统解算时载体的位置、速度和姿态角误差，相比纯惯导解算均有较大程度的改进。图5为组合导航解算的载体位置，其中东向和北向的位置具有较好的效果，估计误差控制在2m以内，天向位置误差控制在5m以内，总体趋势收敛；东向、北向、天向速度的估计误差分别控制在0.16、0.28和0.22 m/s

以内；俯仰角、滚转角估计误差在 0.016 (°)/s 左右，偏航角误差在 0.047 (°)/s 左右。系统误差呈现良好的收敛性，满足低成本航弹导航系统的精度要求。

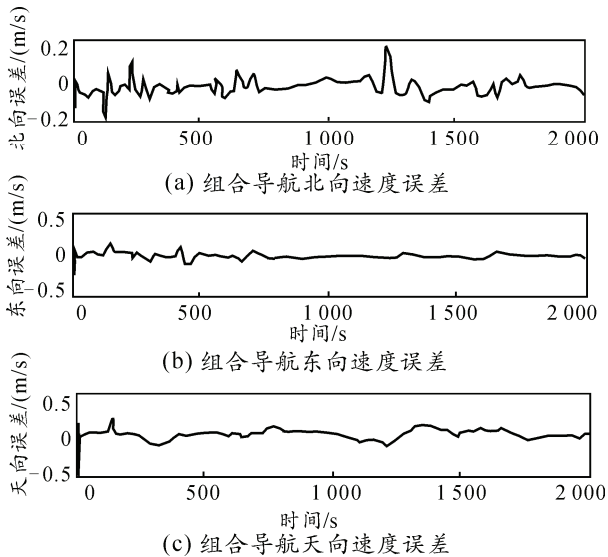


图 6 组合导航速度误差

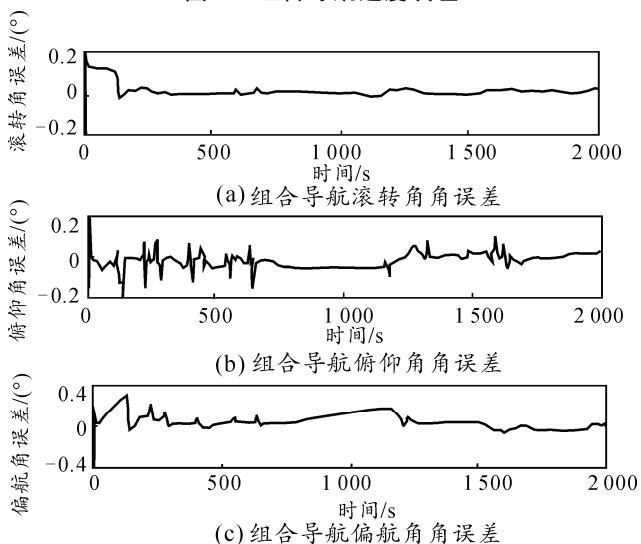


图 7 组合导航姿态角误差

表 2~表 4 为组合导航参数的误差统计。从表中可看出：在天向上的位移和速度误差较大，主要是由于惯导系统在天向随时间的误差累积比东向和北向大；但总体趋势收敛，可以满足系统的要求。

表 2 位置误差统计

位置	均值	标准差	均方根
东向位移	0.880	0.273	0.107
北向位移	2.067	0.327	0.003
天向位移	1.155	1.370	1.877

表 3 速度误差统计

速度	均值	标准差	均方根
东向速度	-0.025 0	0.032	0.001
北向速度	-0.034 0	0.031	0.001
天向速度	-0.025 5	0.055	0.003

表 4 姿态角误差统计

姿态角	均值	标准差	均方根
滚转角	0.016	0.044	0.001 8
俯仰角	-0.016	0.043	0.002 0
航向角	0.047	0.086	0.075 0

4 结束语

笔者采用 GPS/INS 基于伪距、伪距率的紧组合导航方法，通过 psi 角误差模型建立航弹组合导航系统的误差状态方程，利用四元数进行姿态解算，将扩展卡尔曼滤波方法应用于系统预测。试验结果表明：单独使用惯性系统进行导航解算时，系统误差随时间累积呈发散状态，不能满足导航精度要求，而笔者设计的系统能够将系统误差控制在一定范围内，从而利用低精度传感器实现了航弹的低成本、高精度实时定位。

参考文献:

- [1] 贾秋锐, 孙媛媛, 肖树臣, 等. 航空制导炸弹发展趋势[J]. 制导与引信, 2014, 35(1): 8-11.
- [2] 汤永光. 国外制导炸弹发展研究[J]. 飞航导弹, 2014, (6): 29-34.
- [3] Yang L, Li Y, Wu Y, et al. An enhanced MEMS-INS/GNSS integrated system with fault detection and exclusion capability for land vehicle navigation in urban areas[J]. GPS Solutions, 2014, 18(4): 593-603.
- [4] 吴有龙, 王晓鸣, 杨玲, 等. GNSS/INS 紧组合导航系统自主完好性监测分析[J]. 测绘学报, 2014, 43(8): 786-795.
- [5] 吴有龙, 王晓鸣, 曹鹏. 抗差估计及 Allan 方差在车载组合导航系统中的应用研究[J]. 兵工学报, 2013, 34(7): 889-895.
- [6] Geng Y, Deurloo R, Bastos L. Hybrid derivative-free extended Kalman filter for unknown lever arm estimation in tightly coupled DGPS/INS integration[J]. GPS Solutions, 2011, 15(2): 181-191.
- [7] 胡高歌, 高社生, 赵岩. 一种新的自适应 UKF 算法及其在组合导航中的应用[J]. 中国惯性技术学报, 2014, 22(3): 357-361.
- [8] Arasaratnam I, Haykin S. Cubature kalman filters[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2009, 54(6): 1254-1269.
- [9] Titterton D, Weston J L. Strapdown inertial navigation technology[M]. Institution of Engineering and Technology, 2004.
- [10] 吴富梅. GNSS/INS 组合导航误差补偿与自适应滤波理论的拓展[D]. 郑州: 解放军信息工程大学, 2010.
- [11] Fang J C, Yang S. Study on Innovation Adaptive EKF for In-Flight Alignment of Airborne POS[J]. IEEE Transactions on Instrumentation & Measurement, 2011, 60(4): 1378-1388.