

发射惯性坐标系下误差角与数学平台失准角的 推导与仿真

邓 红, 刘光斌, 陈昊明, 刘志国
(第二炮兵工程学院, 西安 710025)

摘 要: 基于状态空间法的捷联惯性/天文组合导航系统(SINS/CNS)需要数学平台失准角作为观测值参与滤波估计,工程实际只能得到 SINS、CNS 二者的姿态误差角。以弹道导弹为背景,在发射惯性坐标系下分别推导了四元数和欧拉角形式的姿态误差角与数学平台失准角之间的相互转换矩阵。建立了弹道导弹 SINS/CNS 数学模型,并采用 EKF 和 UKF 算法验证了该转换矩阵。仿真结果表明误差转换矩阵的正确性。

关键词: 姿态误差角; 数学平台失准角; EKF 滤波; UKF 滤波; SINS/CNS 组合导航

中图分类号: TP319.9 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2011)04-0781-06

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2011.04.012

Deduction and Simulation of Angular Error Relationship in “SINS/CNS” Integrated Navigation System

DENG Hong, LIU Guang-bin, CHEN Hao-ming, Liu Zhi-guo
(The Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025, China)

Abstract: In order to gain high accuracy navigation parameters, the attitude transformation matrix between attitude angular error and mathematic platform angular error is derived for a ballistic missile in this paper and is deduced in forms of both quaternion and Euler angles. The method of “State of Space” is often used to estimate navigation parameters, in which the mathematic platform angular error is the observation value involved in the observation equation of “SINS/CNS” integrated navigation system for ballistic missile and the attitude angular error rather than the mathematic platform angular error is obtained. So, the transform matrix with both quaternion form and Euler form used to transform attitude angular error into the mathematic platform angular error is deduced in this paper. The mathematical model in launch inertial coordinate system is established, EKF and UKF are adopted to verify the transformation matrix in the simulation. The results show correctness of the transformation matrix.

Key words: Attitude error; Platform angles error; EKF; UKF “SINS/CNS” integrated guidance system

0 引 言

捷联惯性/天文组合导航系统(SINS/CNS)通过对陀螺漂移、加速度计漂移的估计达到修正惯导速度、位置误差,从而提高导航精度的目的。SINS/CNS 组合导航系统只能获得姿态误差角的观测量,而导航状态方程中包含的却是数学平台失准角,为

此需要知道姿态误差角到数学平台失准角的变换矩阵,才能将姿态误差角作为观测值用于导航滤波。按照应用背景,不同飞行器需要在不同的坐标系下建立状态方程。文献[1]给出了地理坐标系下姿态误差角与平台失准角之间的相互转换矩阵。文献[2]以弹道导弹为背景,给出了发射惯性坐标系下姿态误差角与平台失准角之间的相互转换矩阵。所

见文献报道都是以欧拉角形式定义的姿态误差角^[1-4],而在工程实际应用中,捷联惯性制导的导弹采用四元数形式进行姿态解算。为此,有必要给出四元数误差角与数学平台失准角之间的相互转换关系。本文对此进行了推导,并进行了仿真验证。

1 转换原理^[5]

为了讨论方便,将推导过程所涉及的坐标系定义如下:

(1) 制导坐标系(g系):由制导所用坐标形式定义的真实坐标系,它相对地球固定坐标系的位置是已知的。在弹道导弹制导中,一般采用发射惯性坐标系(f系)。

(2) 计算坐标系(c系):计算机估计的制导坐标系,惯性测速、定位给出的变量就是在这个坐标系中。

(3) 弹体坐标系(b系):以导弹质心为原点, ox_b 轴与弹体纵轴重合,指向弹头方向为正; oy_b 轴垂直于 ox_b 轴且在导弹的主对称平面(发射瞬间与射面重合的对称面)内,向上为正; oz_b 轴与前两轴构成右手直角坐标系。

(4) 发射惯性坐标系(f系):以惯性空间为参考而定义的定坐标系。以导弹的发射点为原点; oy_f 轴为过发射点的铅垂线,向上为正; ox_f 轴垂直于 oy_f 轴指向瞄准方向为正; oz_f 轴与前两轴构成右手直角坐标系。

在理想情况下,f系、g系、c系三者重合,但是由于初始偏差、测量误差、计算误差的影响,导致了它们之间存在着小的角度偏差,称为平台失准角。用 $\alpha = [\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z]^T$ 表示。忽略二阶小量,计算坐标系到制导坐标系(发射惯性坐标系)的坐标变换矩阵表示为 $C_c^f(\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z)$,有:

$$C_c^f = \begin{bmatrix} 1 & \alpha_z & -\alpha_y \\ -\alpha_z & 1 & \alpha_x \\ \alpha_y & -\alpha_x & 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

SINS 输出四元数姿态矩阵 $C_b^c(\hat{q}_0, \hat{q}_1, \hat{q}_2, \hat{q}_3)$,是b系到c系的坐标变换矩阵。且有

$$C_b^f(q_0, q_1, q_2, q_3) = C_c^f(\theta_x, \theta_y, \theta_z) C_b^c(\hat{q}_0, \hat{q}_1, \hat{q}_2, \hat{q}_3) \quad (2)$$

式中, C_b^f 同 C_b^c 参数不同,但矩阵形式相同。以 $C_b^f(q_0, q_1, q_2, q_3)$ 代表,给出矩阵具体参数形式:

$$C_b^c = \begin{bmatrix} \hat{q}_0^2 + \hat{q}_1^2 - \hat{q}_2^2 - \hat{q}_3^2 & 2(\hat{q}_1\hat{q}_2 - \hat{q}_0\hat{q}_3) & 2(\hat{q}_1\hat{q}_3 + \hat{q}_0\hat{q}_2) \\ 2(\hat{q}_1\hat{q}_2 + \hat{q}_0\hat{q}_3) & \hat{q}_0^2 - \hat{q}_1^2 - \hat{q}_2^2 - \hat{q}_3^2 & 2(\hat{q}_2\hat{q}_3 - \hat{q}_0\hat{q}_1) \\ 2(\hat{q}_1\hat{q}_3 - \hat{q}_0\hat{q}_2) & 2(\hat{q}_2\hat{q}_3 + \hat{q}_0\hat{q}_1) & \hat{q}_0^2 - \hat{q}_1^2 - \hat{q}_2^2 + \hat{q}_3^2 \end{bmatrix} \quad (3)$$

定义四元数误差

$$\delta q_i = q_i - \hat{q}_i \quad (i = 0, 1, 2, 3) \quad (4)$$

其中,由于CNS导航是目前长时观测条件下测姿精度最高的设备,因此它的四元数输出可以视为理想值 q_i ,SINS输出的姿态四元数作为实际估计值 \hat{q}_i 。

2 关系推导

2.1 四元数形式推导

从公式(2)出发进行推导,推导过程,以SINS输出参数为基准作为最终表达参数值。为此,将CNS姿态参数输出值,通过(4)式变形,也即: $q_i = \hat{q}_i + \delta q_i$,转换为捷联惯导姿态输出参数参与推导计算。

为了推导方便,记公式(2)为:

$$B = A \quad (5)$$

对应元素相等,也即 $b_{ij} = a_{ij} \quad (i, j = 1, 2, 3)$,

且有 $b_{ij} = C_b^f(i, j)$, $a_{ij} = (C_c^f C_b^c)(i, j)$ 。推导思路及关键步骤如下:

第1步:从(5)式左边出发,将 b_{12} 与 b_{21} 相加,并整理得:

$$\begin{aligned} b_{12} + b_{21} &= 2q_1q_2 - 2q_0q_3 + 2q_1q_2 + 2q_0q_3 = 4q_1q_2 \\ &= 4(\hat{q}_1 + \delta q_1)(\hat{q}_2 + \delta q_2) \\ &= 4(\hat{q}_1\hat{q}_2 + \hat{q}_1\delta q_2 + \hat{q}_2\delta q_1) + (o) \\ &\approx 4(\hat{q}_1\hat{q}_2 + \hat{q}_1\delta q_2 + \hat{q}_2\delta q_1) \end{aligned} \quad (6)$$

注:最后一步推导过程,略去了二阶小量。同理,推得下式:

$$\begin{cases} b_{13} + b_{31} \approx 4\hat{q}_1\hat{q}_3 + 4\hat{q}_1\delta q_3 + 4\hat{q}_3\delta q_1 \\ b_{23} + b_{32} \approx 4\hat{q}_2\hat{q}_3 + 4\hat{q}_2\delta q_3 + 4\hat{q}_3\delta q_2 \end{cases} \quad (7)$$

第2步:将(5)式右边展开,并做如下对应计算,得:

$$\begin{cases} a_{12} + a_{21} = 2(2\hat{q}_1\hat{q}_2 + \alpha_x(\hat{q}_1\hat{q}_3 - \hat{q}_0\hat{q}_2) - \alpha_y(\hat{q}_2\hat{q}_3 + \hat{q}_0\hat{q}_1) + \alpha_z(\hat{q}_2^2 - \hat{q}_1^2)) \\ a_{13} + a_{31} = 2(2\hat{q}_1\hat{q}_3 - \alpha_x(\hat{q}_1\hat{q}_2 + \hat{q}_0\hat{q}_3) + \alpha_y(\hat{q}_1^2 - \hat{q}_3^2) + \alpha_z(\hat{q}_2\hat{q}_3 - \hat{q}_0\hat{q}_1)) \\ a_{23} + a_{32} = 2(2\hat{q}_2\hat{q}_3 + \alpha_x(\hat{q}_3^2 - \hat{q}_2^2) + \alpha_y(\hat{q}_1\hat{q}_2 - \hat{q}_0\hat{q}_3) - \alpha_z(\hat{q}_1\hat{q}_3 + \hat{q}_0\hat{q}_2)) \end{cases} \quad (8)$$

第3步: 因为已知 $\mathbf{B} = \mathbf{A}$, 所以

$$\begin{cases} b_{12} + b_{21} = a_{12} + a_{21} \\ b_{13} + b_{31} = a_{13} + a_{31} \\ b_{23} + b_{32} = a_{23} + a_{32} \end{cases} \quad (9)$$

省略中间推导过程, 通过消元, 得

$$\begin{bmatrix} \delta q_0 \\ \delta q_1 \\ \delta q_2 \\ \delta q_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \hat{q}_1 & \hat{q}_2 & \hat{q}_3 \\ -\hat{q}_0 & -\hat{q}_3 & \hat{q}_2 \\ \hat{q}_3 & -\hat{q}_0 & -\hat{q}_1 \\ -\hat{q}_2 & \hat{q}_1 & -\hat{q}_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_z \end{bmatrix} \quad (10)$$

为了将数学平台失准角 α 由四元数姿态误差角 δq 表示, 变换矩阵推导过程步骤如下。

第1步: 通过分析, 公式(10) 含3个未知量, 4个方程(一行对应一个方程), 于是包含冗余关系, 将公式(10) 每一行乘以对应 \hat{q}_i ($i = 0, 1, 2, 3$), 得

$$\begin{bmatrix} \hat{q}_0\delta q_0 \\ \hat{q}_1\delta q_1 \\ \hat{q}_2\delta q_2 \\ \hat{q}_3\delta q_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \hat{q}_0\hat{q}_3 & \hat{q}_0\hat{q}_2 & \hat{q}_0\hat{q}_1 \\ \hat{q}_1\hat{q}_2 & -\hat{q}_1\hat{q}_3 & -\hat{q}_0\hat{q}_1 \\ -\hat{q}_1\hat{q}_2 & -\hat{q}_0\hat{q}_1 & \hat{q}_2\hat{q}_3 \\ -\hat{q}_0\hat{q}_3 & \hat{q}_1\hat{q}_3 & -\hat{q}_2\hat{q}_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_z \end{bmatrix} \quad (11)$$

将上述方程四行, 分量对应相加, 得到冗余约束条件:

$$\hat{q}_0\delta q_0 + \hat{q}_1\delta q_1 + \hat{q}_2\delta q_2 + \hat{q}_3\delta q_3 = 0 \quad (12)$$

第2步: 取(11) 式中后三项, 即

$$\begin{bmatrix} \delta q_1 \\ \delta q_2 \\ \delta q_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -\hat{q}_0 & -\hat{q}_3 & \hat{q}_2 \\ \hat{q}_3 & -\hat{q}_0 & -\hat{q}_1 \\ -\hat{q}_2 & \hat{q}_1 & -\hat{q}_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_z \end{bmatrix} \quad (13)$$

通过多步骤消元解算, 最终得:

$$\begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_z \end{bmatrix} = -\frac{2}{\hat{q}_0} \begin{bmatrix} \hat{q}_0^2 + \hat{q}_1^2 & \hat{q}_1\hat{q}_2 - \hat{q}_0\hat{q}_3 & \hat{q}_0\hat{q}_2 + \hat{q}_1\hat{q}_3 \\ \hat{q}_1\hat{q}_2 + \hat{q}_0\hat{q}_3 & \hat{q}_0^2 + \hat{q}_2^2 & \hat{q}_2\hat{q}_3 - \hat{q}_0\hat{q}_1 \\ \hat{q}_1\hat{q}_3 - \hat{q}_0\hat{q}_2 & \hat{q}_0\hat{q}_1 + \hat{q}_2\hat{q}_3 & \hat{q}_0^2 + \hat{q}_3^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta q_1 \\ \delta q_2 \\ \delta q_3 \end{bmatrix} \quad (14)$$

2.2 欧拉角形式结论

按照上述原理, 同样推导了欧拉角形式的姿态角误差与数学平台漂移角之间的相互关系, 结论如下(推导略)。

$$\begin{bmatrix} \delta\varphi \\ \delta\psi \\ \delta\gamma \end{bmatrix} = \frac{1}{\cos\hat{\psi}} \begin{bmatrix} -\cos\hat{\varphi}\sin\hat{\psi} & -\sin\hat{\varphi}\sin\hat{\psi} & -\cos\hat{\psi} \\ \sin\hat{\varphi}\cos\hat{\psi} & -\cos\hat{\varphi}\cos\hat{\psi} & 0 \\ -\cos\hat{\varphi} & -\sin\hat{\varphi} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_z \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \sin\hat{\varphi} & -\cos\hat{\varphi}\cos\hat{\psi} \\ 0 & -\cos\hat{\varphi} & -\sin\hat{\varphi}\cos\hat{\psi} \\ -1 & 0 & \sin\hat{\psi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\varphi \\ \delta\psi \\ \delta\gamma \end{bmatrix} \quad (16)$$

其中, 有 $\delta\varphi = \varphi - \hat{\varphi}$, $\delta\psi = \psi - \hat{\psi}$, $\delta\gamma = \gamma - \hat{\gamma}$ 成立, 且 φ, ψ, γ 是 CNS 输出俯仰、偏航、滚动角参数, $\hat{\varphi}, \hat{\psi}, \hat{\gamma}$ 是捷联惯导输出俯仰、偏航、滚动角参数。

3 SINS/CNS 模型与仿真

为了验证上述转换关系的正确性, 在发射惯性坐标系下建立了数学模型, 进行仿真。

3.1 数学模型^[6]

忽略陀螺、加速度计二次项以上误差, 取15维状态向量, 状态方程如下:

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{W}(t) \quad (17)$$

系统变量 $\mathbf{X} = [\alpha \ \delta\mathbf{V} \ \delta\mathbf{P} \ \varepsilon \ \Delta]^T$ 分别为三个数学平台失准角、发射点惯性坐标系三个轴上的三个速度误差和三个位置误差、三个陀螺仪常值漂移和三个加速度计常值偏置。系统噪声 $\mathbf{W}(t) = [W_{\varepsilon_x} \ W_{\varepsilon_y} \ W_{\varepsilon_z} \ W_{\Delta_x} \ W_{\Delta_y} \ W_{\Delta_z}]^T$ 分别为陀螺仪、加速度计高斯白噪声。式中,

$$\mathbf{F}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{C}_b^c & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{F}_b & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{F}_a & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{C}_b^c \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$\mathbf{G}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_b^c & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{C}_b^c \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (19)$$

其中, \mathbf{F}_a 由引力加速度对位置坐标的偏导数确定, \mathbf{F}_b 是由视加速度构成的反对称阵, \mathbf{C}_b^c 是弹体系到发射惯性坐标系的姿态转换阵。

SINS 输出四元素形式姿态参数, 设 CNS 也输出四元素形式姿态参数。量测过程只能获得二者姿态参数的差值 $\delta \mathbf{q} = [\delta q_0 \ \delta q_1 \ \delta q_2 \ \delta q_3]^T$, 通过公式 (14) 的转换, 建立与状态变量相联系的量测方程, 如下:

$$\mathbf{Z}(t) = [\mathbf{I}_{3 \times 3} \ \mathbf{0}_{3 \times 12}] \mathbf{X}(t) + \mathbf{V}(t) \quad (20)$$

式中, $\mathbf{V}(t)$ 是零均值测量白噪声。

3.2 仿真分析

3.2.1 仿真条件

以捷联式弹道导弹为仿真背景, 垂直发射(俯仰角为 90°)。CNS 辅助导航必须在导弹发动机关机之后开始启动, 保证星敏感器工作的准静态条件。设发动机在 80 秒关机, 滤波融合从此时开始, 并设该时刻导弹的俯仰角为 42.6° , 偏航、滚动角为 0° 。仿真时长 20 分钟, 滤波间隔 1 秒。表 1 描述了仿真的主要参数值。

EKF^[7] 和 UKF^[8] 是惯性/天文组合导航常用的非线性估计方法, 能够对初始失准角、陀螺常值漂移做出有效估计。

分别采用上述 2 种滤波方法, 主要针对初始失准角、陀螺常值漂移在 $\alpha_1, \alpha_2, \varepsilon_{1b}, \varepsilon_{2b}$ 的交叉配对组合条件下进行仿真, 以校验推导结果的正确性。

表 1 仿真参数设置

Table 1 Main simulation parameters

发射点大地坐标:	$\lambda_0 = 112.5^\circ, B_0 = 38.5^\circ, H_f = 500\text{m}$
初始姿态角:	$\omega(80\text{s}) = [42.6^\circ \ 0^\circ \ 0^\circ]^T$
初始失准角 I:	$\alpha_1 = [50'' \ 280'' \ -100'']^T$
陀螺常值漂移 I:	$\varepsilon_{1b} = [-0.5 \ 0.4 \ 0.2]^T (^\circ/\text{h})$
初始失准角 II:	$\alpha_2 = [3600'' \ 280'' \ -3600'']^T$
陀螺常值漂移 II:	$\varepsilon_{2b} = [-0.15 \ 0.15 \ 0.05]^T (^\circ/\text{h})$
加速度计常值漂移:	$\Delta_b = [20 \ 20 \ 20]^T \mu\text{g}$
星敏感器测量噪声均方差:	$\sigma_{nv} = 10''$

3.2.2 仿真结果及分析

基于 EKF, 采用初始失准角 I 和陀螺常值漂移 I 的初始失准角、平台失准角、陀螺常值漂移、加速度计常值漂移的仿真结果如图 1-3, 7 所示。基于 UKF, 采用初始失准角 II 和陀螺常值漂移 II 的初始失准角、平台失准角、陀螺常值漂移、加速度计常值漂移的仿真结果如图 4-6, 8 所示。

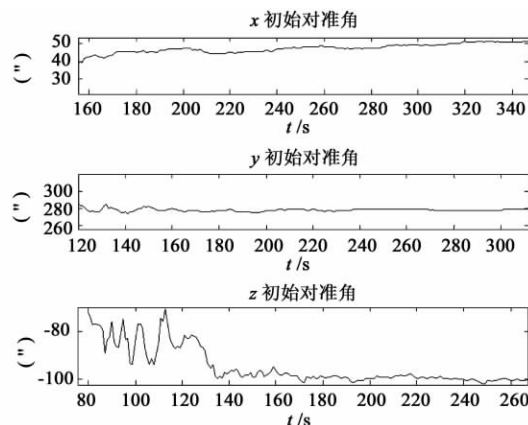


图 1 基于 EKF 的初始失准角估计

Fig. 1 Estimation of initial alignment angles based on EKF

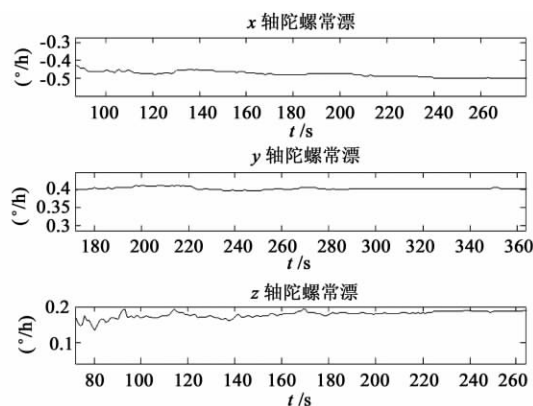


图 2 基于 EKF 的数学平台失准角估计

Fig. 2 Estimation of platform angles error based on EKF

仿真结果分析如下:

(1) 从图 1、图 4 可以看出, 初始失准角较大(条件 II)的情况下, 滤波算法也能高精度分离。从图 2、图 5 可以看出, 仿真结果对数学平台失准角的估计符合平台失准角的数学模型, 也即是与陀螺常值成单向线性累积特性。从图 3、图 6 可以看出, 对中等精度、低精度陀螺常值漂移的估计收敛速度快, 收敛精度稍高, 统计后到达 $10^{-2} (\text{deg/h})$ 数量级, 满足惯性级陀螺漂移的工程需求。上述仿真结果表明

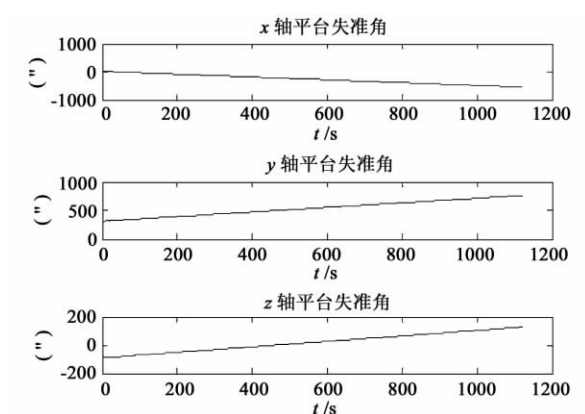


图3 基于EKF的陀螺常值漂移估计

Fig. 3 Estimation of gyro constant drift based on EKF

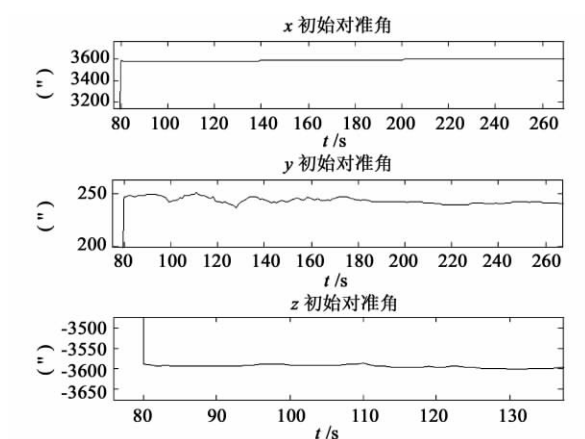


图4 基于UKF的初始失准角估计

Fig. 4 Estimation of initial alignment angles based on UKF

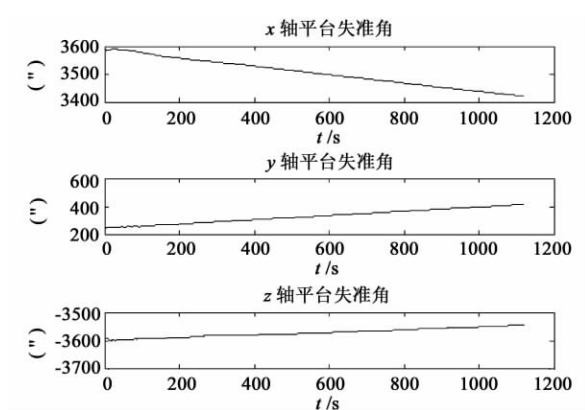


图5 基于UKF的数学平台失准角估计

Fig. 5 Estimation of platform angles error based on UKF

了误差角到数学平台失准角的转换关系正确。

(2) 另外,从图7、图8可以看出,EKF和UKF都无法对加速度计常值漂移做出有效估计。正好符合文献9对SINS/CNS组合导航系统可观测度的分

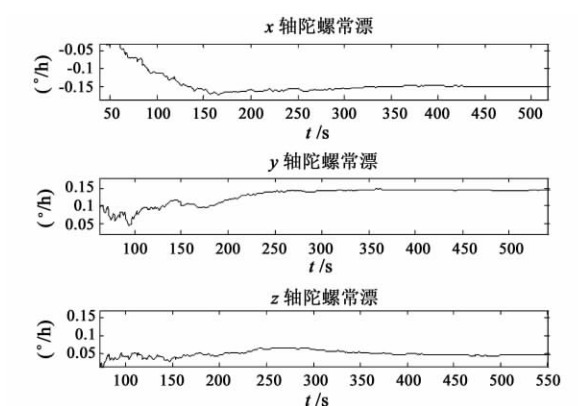


图6 基于UKF的陀螺常值漂移估计

Fig. 6 Estimation of gyro constant drift based on UKF

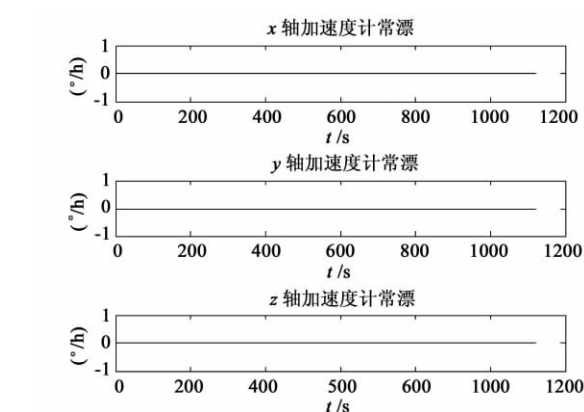


图7 基于EKF的加速度计常值估计

Fig. 7 Estimation of ACC constant drift based on EKF

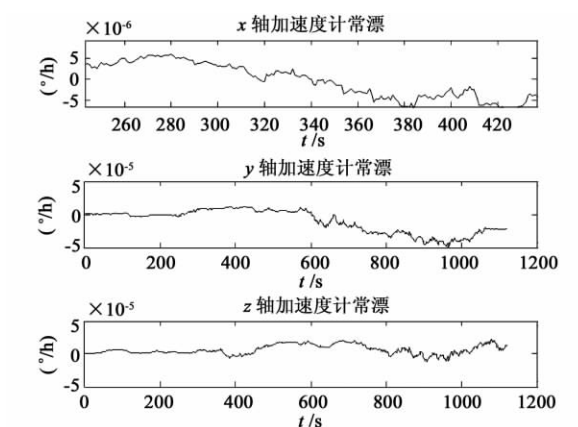


图8 基于UKF的加速度计常值估计

Fig. 8 Estimation of acc constant drift based on UKF

析结果:认为加速度计漂移是不可观测的。这也从侧面印证了转换算法的正确性。

4 结 论

以弹道导弹为背景,分别推导了四元数形式、欧拉角形式误差角与数学平台失准角之间的相互转换关系。在发射惯性坐标系中建立 SINS/CNS 组合导航数学模型,应用推导所得转换关系矩阵分别进行了 EKF 和 UKF 两种滤波方法的仿真验证,结果印证了转换算法的正确性。其中,欧拉角形式转换矩阵可用于物理平台制导的弹道导弹,四元数形式转换矩阵可用于捷联惯导弹道导弹。研究成果对弹道导弹 SINS/CNS 组合导航仿真与工程应用奠定了一个必要的基础。

参 考 文 献

- [1] 王新龙, 谢佳, 郭隆华. 弹道导弹捷联惯性/星光复合制导系统模型研究[J]. 弹道学报, 2008, 20(3): 87-91. [Wang Xin-long, Xie Jia, Han Long-hua. A study on model of strapdown inertial/starlight integrated guidance system for ballistic missiles[J]. Journal of Ballistics, 2008, 20(3): 87-91.]
- [2] 周姜滨, 袁建平, 罗建军, 等. 基于联邦滤波的 SINS/GPS 全组合导航系统研究[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(6): 1562-1569. [Zhou Jiang-bin, Yuan Jian-ping, Luo Jian-jun, et al. Fully integrated SINS/GPS navigation system based on federated filters[J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(6): 1562-1569.]
- [3] 丁涛, 赵忠. 捷联惯导系统的误差角关系与推导[J]. 兵工自动化, 2007, 26(12): 66-67. [Ding Tao, Zhao Zhong. Angles error relationship and deduction of SINS[J]. Ordnance Industry Automation, 2007, 26(12): 66-67.]
- [4] 张魁, 王新龙. 捷联惯性/天文组合导航信息融合方法研究[J]. 航空兵器, 2009, 4: 12-16. [Zhang Kui, Wang Xin-long. Study on information fusion method of strapdown inertial/celestial integrated navigation system[J]. Aero Weaponry, 2009, 4: 12-16.]
- [5] 申功勋, 孙远峰. 信息融合理论在惯性/天文/GPS 组合导航系统中的应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 1998.
- [6] 房建成, 宁晓琳. 天文导航原理及应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [7] Lefferts E J, Markly F L, Shuster M D. Kalman filtering for spacecraft attitude estimation[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1982, 5(5): 417-429.
- [8] Crassidis J L, Landis M F. Unscented filtering for spacecraft attitude estimation[C]. AIAA Guidance Navigation and Control Conference and Exhibit Austin, Texas, 2003: 11-14.
- [9] 吴海仙, 俞文伯, 房建成. SINS/CNS 组合导航系统可观测度分析及应用[C]. 2005 中国控制与决策学术年会, 哈尔滨, 2005. [Wu Hai-xian, Yu Wen-bo, Fang Jian-cheng. Observable degree analysis and application of SINS/CNS integrated navigation system[C]. 2005 Chinese Control and Decision Conference. Harbin, 2005.]

作者简介: 邓红(1977-), 女, 博士, 研究方向为惯性/星光组合导航。

通信地址: 陕西西安第二炮兵工程学院 404 室(710025)

电话: (029) 84744114 转 741467

E-mail: dhinsaec@163.com

(编辑: 张宇平)