

文章编号:1671-8860(2012)01-0068-05

文献标志码:A

# 地固系下四元数和卡尔曼滤波方法的惯导初始精对准研究

柴 华<sup>1,2</sup> 王 勇<sup>1</sup> 许大欣<sup>1</sup> 王虎彪<sup>1</sup>

(1) 中国科学院测量与地球物理研究所动力大地测量学重点实验室,武汉市徐东大街340号,430077)

(2) 中国科学院研究生院,北京市玉泉路甲19号,100049)

**摘要:**从地心地固系中卡尔曼滤波方程的推导入手,设计了一个12状态滤波器,对失准角进行估计,在地心地固坐标系中完成了惯导的初始精对准。模拟计算证明了此算法的正确性与有效性,并讨论了对准的精度。

**关键词:**惯性导航;地心地固系;精对准;卡尔曼滤波

**中图法分类号:**P227.2

惯性导航系统(INS)的初始对准按照阶段的不同可分为粗对准和精对准。粗对准是在不考虑惯导传感器误差的前提下,利用惯导传感器的输出,直接确定出惯导平台相对于其他坐标系的定向和初始坐标变换矩阵<sup>[1]</sup>;精对准是建立在粗对准的基础上的,通常利用卡尔曼滤波器并借助外部的观测信息(如位置、速度或方位角)来确定失准角,精确地获取对准结束时刻的坐标变换矩阵,并在可观测的范围内给出传感器的误差估计。

目前,卡尔曼滤波精对准算法大多基于当地水平坐标系n(导航系)。地心地固坐标系(简称为地固系)e作为一个重要的参考系,在GPS/INS组合导航与惯性大地测量中多有涉及,但鲜有文献对在地心地固系中的初始精对准进行研究。本文从地心地固坐标系下卡尔曼滤波系统误差模型的建立出发,结合四元数姿态更新,尝试在惯性坐标系中进行初始精对准工作。经模拟测试证明,在地心地固坐标系下进行初始精对准,可为在地固系下进行的GPS/INS组合导航与惯性大地测量提供初始定向信息。

## 1 系统误差模型与系统设计

在惯性坐标系i下,有<sup>[1]</sup>:

收稿日期:2011-09-18。

项目来源:中国科学院动力大地测量学重点实验室开放研究基金资助项目(L09-18);中国科学院知识创新工程重要方向性资助项目(kzcx2-yw-125);国家自然科学基金资助项目(41074051,40974044)。

$$\mathbf{x}^i = \mathbf{C}_e^i \mathbf{x}^e \quad (1)$$

$$\ddot{\mathbf{x}}^i = \mathbf{g}^i(\mathbf{x}^i) + \mathbf{a}^i \quad (2)$$

对式(1)求二阶导数,并考虑到坐标变换矩阵微分方程:

$$\dot{\mathbf{C}}_e^i = \mathbf{C}_e^i \boldsymbol{\Omega}_ie^e \quad (3)$$

可以得到:

$$\ddot{\mathbf{x}}^i = \mathbf{C}_e^i \boldsymbol{\Omega}_{ie}^e \mathbf{x}^e + 2\mathbf{C}_e^i \boldsymbol{\Omega}_{ie}^e \dot{\mathbf{x}}^e + \dot{\mathbf{C}}_e^i \mathbf{x}^e \quad (4)$$

将式(2)代入式(4)左边,并在方程左右同乘 $\mathbf{C}_e^e$ ,同时将 $\dot{\mathbf{x}}^e$ 写成 $\frac{d\mathbf{x}^e}{dt}$ 的形式,则有:

$$\frac{d\dot{\mathbf{x}}^e}{dt} = -\boldsymbol{\Omega}_{ie}^e \boldsymbol{\Omega}_{ie}^e \mathbf{x}^e - 2\boldsymbol{\Omega}_{ie}^e \dot{\mathbf{x}}^e + \mathbf{a}^e + \mathbf{g}^e(\mathbf{x}^e) \quad (5)$$

对式(5)求微分。由于在初始对准阶段载体的位置是已知的,微分后有 $\delta\mathbf{x}^e = 0$ 。 $\boldsymbol{\Omega}_{ie}^e$ 是与地球自转相关的常数阵,故有 $\delta\boldsymbol{\Omega}_{ie}^e = 0$ ,同时考虑到时间微分算子 $\frac{d}{dt}$ 与 $\delta$ 的可交换性,此时,可得:

$$\frac{d\delta\dot{\mathbf{x}}^e}{dt} = -2\boldsymbol{\Omega}_{ie}^e \delta\mathbf{x}^e + \delta\mathbf{a}^e + \delta\mathbf{g}^e \quad (6)$$

式中, $\delta\mathbf{g}^e$ 是引力扰动矢量; $\delta\mathbf{a}^e$ 为地固系下加速度计的误差,由下式决定<sup>[1]</sup>:

$$\delta\mathbf{a}^e = \delta\mathbf{C}_b^e \mathbf{a}^b + \mathbf{C}_b^e \delta\mathbf{a}^b \quad (7)$$

坐标变换矩阵的误差可表示为计算值与真值之差:

$$\delta\mathbf{C}_b^e = \hat{\mathbf{C}}_b^e - \mathbf{C}_b^e \quad (8)$$

而计算值与真值之间的关系又可以失准角反对称矩阵的形式表达:

$$\hat{\mathbf{C}}_b^e = (\mathbf{I} - \boldsymbol{\psi}^e) \mathbf{C}_b^e \quad (9)$$

将式(9)代入式(8),得:

$$\delta \mathbf{C}_b^e = -\boldsymbol{\psi}^e \mathbf{C}_b^e \quad (10)$$

将式(10)代入式(7)并将点积转成叉积,得:

$$\delta \mathbf{a}^e = \mathbf{C}_b^e \delta \mathbf{a}^b + \mathbf{a}^e \times \boldsymbol{\phi}^e \quad (11)$$

将式(11)代入式(6),即得地心地固坐标系下初始对准的速度误差方程:

$$\frac{d}{dt} \delta \dot{\mathbf{x}}^e = -2\boldsymbol{\Omega}_{ie}^e \delta \dot{\mathbf{x}}^e + \mathbf{a}^e \times \boldsymbol{\phi}^e + \mathbf{C}_b^e \delta \mathbf{a}^b + \delta \mathbf{g}^e \quad (12)$$

载体坐标系到地固系坐标变换矩阵的微分方程为:

$$\dot{\mathbf{C}}_b^e = \mathbf{C}_b^e \boldsymbol{\Omega}_{db}^b \quad (13)$$

对其进行微分,可得:

$$\dot{\delta \mathbf{C}}_b^e = \delta \mathbf{C}_b^e \boldsymbol{\Omega}_{db}^b + \mathbf{C}_b^e \delta \boldsymbol{\Omega}_{db}^b \quad (14)$$

同时,将式(10)对时间求导,并考虑到式(13),有:

$$\dot{\delta \mathbf{C}}_b^e = -\dot{\boldsymbol{\psi}}^e \mathbf{C}_b^e - \boldsymbol{\psi}^e - \boldsymbol{\psi}^e \mathbf{C}_b^e \boldsymbol{\Omega}_{db}^b \quad (15)$$

比较式(14)与式(15),得:

$$-\dot{\boldsymbol{\psi}}^e \mathbf{C}_b^e - \boldsymbol{\psi}^e - \boldsymbol{\psi}^e \mathbf{C}_b^e \boldsymbol{\Omega}_{db}^b = \delta \mathbf{C}_b^e \boldsymbol{\Omega}_{db}^b + \mathbf{C}_b^e \delta \boldsymbol{\Omega}_{db}^b \quad (16)$$

将式(10)代入式(16),并在等式两边右乘  $\mathbf{C}_e^b$ ,可得:

$$\dot{\boldsymbol{\psi}}^e = -\mathbf{C}_b^e \delta \boldsymbol{\Omega}_{db}^b \mathbf{C}_e^b \quad (17)$$

式中,  $\dot{\boldsymbol{\psi}}^e$  为失准角速率的反对称矩阵,将其写成矢量形式,有:

$$\frac{d}{dt} \boldsymbol{\varphi}^e = -\mathbf{C}_b^e \delta \boldsymbol{\omega}_{db}^b \quad (18)$$

式中,角速率矢量  $\boldsymbol{\omega}_{db}^b$  为:

$$\boldsymbol{\omega}_{db}^b = \boldsymbol{\omega}_{db}^b - \boldsymbol{\omega}_{ie}^b = \boldsymbol{\omega}_{db}^b - \mathbf{C}_e^b \boldsymbol{\omega}_{ie}^e \quad (19)$$

式中,  $\boldsymbol{\omega}_{db}^b$  是陀螺仪的读数;  $\boldsymbol{\omega}_{ie}^e$  是地球自转角速度矢量。对式(19)求微分,有:

$$\delta \boldsymbol{\omega}_{db}^b = \delta \boldsymbol{\omega}_{db}^b - \delta \mathbf{C}_e^b \boldsymbol{\omega}_{ie}^e - \mathbf{C}_e^b \delta \boldsymbol{\omega}_{ie}^e \quad (20)$$

式中,由于  $\boldsymbol{\omega}_{ie}^e$  为常数矢量,故  $\delta \boldsymbol{\omega}_{ie}^e = 0$ ,且

$$\delta \mathbf{C}_e^b = (\delta \mathbf{C}_b^e)^T = (-\boldsymbol{\psi}^e \mathbf{C}_b^e)^T = \mathbf{C}_e^b \boldsymbol{\psi}^e \quad (21)$$

将式(21)代入式(20)中,并将式(20)代入式(18),可得:

$$\frac{d}{dt} \boldsymbol{\varphi}^e = -\boldsymbol{\omega}_{ie}^e \times \boldsymbol{\phi}^e - \mathbf{C}_b^e \delta \boldsymbol{\omega}_{db}^b \quad (22)$$

式(22)为地固系下的角度误差方程。

陀螺仪漂移通常包括随机常值漂移、相关漂移与白噪声 3 部分。对于激光陀螺而言,相关漂移通常采用高斯马尔科夫等随机模型来描述,相关时间一般比较长,对于十几分钟的自对准过程,可将相关漂移近似地看成随机常数,且该常数与

随机常值漂移相比要小 1~2 个数量级<sup>[2]</sup>。因此,在这里将陀螺仪误差简化为随机常数,故有:

$$\delta \boldsymbol{\omega}_{db}^b = \mathbf{b}_g + \mathbf{w}_{gyro} \quad (23)$$

式中,  $\mathbf{b}_g$  为陀螺常值漂移;  $\mathbf{w}_{gyro}$  为陀螺白噪声。对于加速度计的偏置也采用相同的处理方法,有:

$$\delta \mathbf{a}^b = \mathbf{b}_a + \mathbf{w}_{acce} \quad (24)$$

式中,  $\mathbf{b}_a$  为加速度计的零偏;  $\mathbf{w}_{acce}$  为加速度计白噪声。

综合式(12)、式(22)~式(24),考虑到陀螺常值漂移和加速度计常值零偏的时间导数为零,并把引力扰动矢量作为系统噪声,得到地心地固系下 12 状态初始对准的卡尔曼滤波动态方程:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \delta \dot{\mathbf{x}}^e \\ \boldsymbol{\varphi}^e \\ \mathbf{b}_a \\ \mathbf{b}_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2\boldsymbol{\Omega}_{ie}^e & \mathbf{a}^e \times & \mathbf{C}_b^e & 0 \\ 0 & -\boldsymbol{\Omega}_{ie}^e & 0 & -\mathbf{C}_b^e \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \dot{\mathbf{x}}^e \\ \boldsymbol{\varphi}^e \\ \mathbf{b}_a \\ \mathbf{b}_g \end{bmatrix} + \mathbf{G}\mathbf{W} \quad (25)$$

式中,  $\mathbf{a}^e$  为地固坐标系下加速度计输出的反对称矩阵;  $\boldsymbol{\Omega}_{ie}^e$  是地球自转角速度矢量的反对称矩阵;  $\mathbf{G}\mathbf{W}$  为测量噪声阵。

静态初始对准采用零速更新,对失准角进行估计。此时卡尔曼滤波的观测方程为:

$$\mathbf{Z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{v}_k \quad (26)$$

式中,  $\mathbf{Z}_k = [0 \ -\dot{\mathbf{x}}_{ins}^e]$ ;  $\mathbf{H}_k = [\mathbf{I} \ 0 \ 0 \ 0]$ ,  $\mathbf{I}$  是  $3 \times 3$  的单位阵;  $\mathbf{v}_k$  是测量噪声。

## 2 四元数更新

载体坐标系至惯性坐标系的坐标变换矩阵  $\mathbf{C}_b^e$  可通过解坐标变换矩阵微分方程(27)得到:

$$\dot{\mathbf{C}}_b^e = \mathbf{C}_b^e \boldsymbol{\Omega}_{db}^b \quad (27)$$

四元数算法为快速求解上述方程、实时提供坐标变换矩阵  $\mathbf{C}_b^e$  提供了有效途径。

在每一个采样历程里,角度的增量可以近似地表示为:

$$\delta \boldsymbol{\theta}_{t-1} = \delta \boldsymbol{\theta}_{t-1} - \mathbf{C}_e^b(t-1) \boldsymbol{\omega}_{ie}^e \delta t \quad (28)$$

$$\delta \boldsymbol{\theta}_t = \delta \boldsymbol{\theta}_t - \mathbf{C}_e^b(t-1) \boldsymbol{\omega}_{ie}^e \delta t \quad (29)$$

式中,  $\delta \boldsymbol{\theta}_{t-1}$  与  $\delta \boldsymbol{\theta}_t$  分别为  $t-1$  与  $t$  历元陀螺的输出;  $\delta t$  为陀螺的采样间隔;  $\boldsymbol{\omega}_{ie}^e$  为地球自转角速度矢量。利用龙格-库塔算法微分方程三阶的解为<sup>[1,3]</sup>:

$$\begin{aligned} \mathbf{q}_t = & \left[ \mathbf{I} + \frac{1}{12}(\mathbf{B}_t + 4\mathbf{B}_{t-1} + \mathbf{B}_{t-2}) + \frac{1}{12} \cdot \right. \\ & \left. (\mathbf{I} + \frac{1}{4}\mathbf{B}_t) \mathbf{B}_{t-1} \mathbf{B}_{t-2} + \frac{1}{12} \mathbf{B}_t (\mathbf{B}_{t-1} - \frac{1}{2} \mathbf{B}_{t-2}) \right] \mathbf{q}_{t-2} \end{aligned} \quad (30)$$

式(30)实质是一组递推公式,可递推得到每一个采样历元的四元数  $q_t$ 。 $\mathbf{B}_t$  的定义为:

$$\mathbf{B}_t = \begin{bmatrix} 0 & (\omega_t \Delta t)_1 & (\omega_t \Delta t)_2 & (\omega_t \Delta t)_3 \\ -(\omega_t \Delta t)_1 & 0 & (\omega_t \Delta t)_3 & -(\omega_t \Delta t)_2 \\ -(\omega_t \Delta t)_2 & -(\omega_t \Delta t)_3 & 0 & (\omega_t \Delta t)_1 \\ -(\omega_t \Delta t)_3 & (\omega_t \Delta t)_2 & -(\omega_t \Delta t)_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (31)$$

$$(\mathbf{C}_b^e)_t = \begin{bmatrix} a_t^2 + b_t^2 - C_t^2 - d_t^2 & 2(b_t c_t + d_t a_t) & 2(b_t d_t - c_t a_t) \\ 2(b_t c_t - d_t a_t) & a_t^2 + C_t^2 - b_t^2 - d_t^2 & 2(c_t d_t + a_t b_t) \\ 2(b_t d_t + c_t a_t) & 2(c_t d_t - a_t b_t) & a_t^2 + d_t^2 - b_t^2 - C_t^2 \end{bmatrix} \quad (35)$$

平坐标系间存在一个失准角  $\psi^n$ :

$$\hat{\mathbf{C}}_b^n = (\mathbf{I} - \boldsymbol{\psi}^n) \mathbf{C}_b^n \quad (37)$$

若载体坐标系和当地水平坐标系严格重合,即当  $\mathbf{C}_b^n = \mathbf{I}$  时,式(37)可写为:

$$\hat{\mathbf{C}}_b^n = (\mathbf{I} - \boldsymbol{\psi}^n) = \begin{bmatrix} 1 & \delta\varphi_D & -\delta\varphi_E \\ -\delta\varphi_D & 1 & \delta\varphi_N \\ \delta\varphi_E & -\delta\varphi_N & 1 \end{bmatrix} \quad (38)$$

结合式  $\mathbf{C}_b^n$  的定义:

$$\mathbf{C}_b^n = \begin{bmatrix} \cos(\text{yaw})\cos(\text{pitch}) & \cos(\text{yaw})\sin(\text{pitch})\sin(\text{roll}) & \cos(\text{yaw})\sin(\text{pitch})\cos(\text{roll}) \\ \sin(\text{yaw})\cos(\text{pitch}) & -\sin(\text{yaw})\cos(\text{roll}) & +\sin(\text{yaw})\sin(\text{roll}) \\ -\sin(\text{pitch}) & \sin(\text{yaw})\sin(\text{pitch})\sin(\text{roll}) & \sin(\text{yaw})\sin(\text{pitch})\cos(\text{roll}) \\ & +\cos(\text{yaw})\cos(\text{roll}) & -\cos(\text{yaw})\sin(\text{roll}) \\ & \cos(\text{pitch})\sin(\text{roll}) & \cos(\text{pitch})\cos(\text{roll}) \end{bmatrix} \quad (39)$$

比较式(38)与式(39),并考虑到失准角均为小量,有:

$$\begin{aligned} \delta\varphi_E &= -\sin(\text{pitch}) \approx -\text{pitch} \\ \delta\varphi_N &= -\tan(\text{roll}) \approx -\text{roll} \\ \delta\varphi_D &= -\tan(\text{yaw}) \approx -\text{yaw} \end{aligned} \quad (40)$$

在卡尔曼滤波初始对准中,水平失准角受水平向加速度计的偏置的影响,而方位角则受东向陀螺漂移与东向加速度计偏置的共同影响<sup>[4]</sup>。此时,3 个失准角的残余误差为<sup>[2,4]</sup>:

$$\begin{aligned} \delta\varphi_N &= -\frac{b_{aE}}{g}, \delta\varphi_E = \frac{b_{aN}}{g}, \\ \delta\varphi_D &= \frac{b_{aE}}{g} \end{aligned} \quad (41)$$

$$\tan L + \frac{b_{gE}}{\omega_e \cos L}$$

对比式(40)与式(41)可知,当  $\mathbf{C}_b^n = \mathbf{I}$  时对应的理论姿态角约为:

$$\begin{aligned} \text{pitch} &\approx -\frac{b_{aN}}{g}, \text{roll} \approx \frac{b_{aE}}{g}, \\ \text{yaw} &\approx -\frac{b_{aE}}{g} \tan L - \frac{b_{gE}}{\omega_e \cos L} \end{aligned} \quad (42)$$

式中,  $\Delta t$  为采样时间且  $\Delta t = 2\delta t$ 。下标的数字  $(i=1, 2, 3)$  表示向量  $\omega_t \Delta t$  中第  $i$  个元素。忽略高阶项后,有以下观测量:

$$\omega_{t-2} \Delta t = 3\delta\beta_{t-1} - \delta\beta_t \quad (32)$$

$$\omega_{t-1} \Delta t = \delta\beta_{t-1} + \delta\beta_t \quad (33)$$

$$\omega_t \Delta t = 3\delta\beta_t - \delta\beta_{t-1} \quad (34)$$

对于  $t-1$  和  $t-2$  上的  $B_{t-1}$  和  $B_{t-2}$ , 可依据式(32)~式(34)类推。通过式(30)获得当前历元  $t$  的四元数  $q_t$  后,坐标变换矩阵  $\mathbf{C}_b$  能用四元数表示:

平坐标系间存在一个失准角  $\psi^n$ :

$$\hat{\mathbf{C}}_b^n = (\mathbf{I} - \boldsymbol{\psi}^n) \mathbf{C}_b^n \quad (37)$$

若载体坐标系和当地水平坐标系严格重合,即当  $\mathbf{C}_b^n = \mathbf{I}$  时,式(37)可写为:

$$\hat{\mathbf{C}}_b^n = (\mathbf{I} - \boldsymbol{\psi}^n) = \begin{bmatrix} 1 & \delta\varphi_D & -\delta\varphi_E \\ -\delta\varphi_D & 1 & \delta\varphi_N \\ \delta\varphi_E & -\delta\varphi_N & 1 \end{bmatrix} \quad (38)$$

结合式  $\mathbf{C}_b^n$  的定义:

## 4 模拟测试

本文将通过模拟一个静基座惯导的初始精对准过程,来检验本文提出的基于地心地固坐标系初始对准算法的有效性。假设惯导静止在北纬 45°东经 0°的已知点上,载体坐标系的  $x$  轴指北方向,  $y$  轴指东方向,  $z$  轴沿椭球外法线, 3 轴方向与本文当地水平坐标系北东地(NED)的定义一致,此时有  $\mathbf{C}_b^n = \mathbf{I}$ ,而真实的俯仰角、横滚角以及方位角均为零。

在模拟测试中数据采样率和滤波器工作频率为 200 Hz,假设由粗对准得到俯仰角和横滚角均为 0.1°, 方位角为 1.0°, 陀螺常值漂移为 0.002 °/h, 加速度计的初始偏差均取为  $2 \times 10^{-4}$  m/s<sup>2</sup>。为使得观测数据更加真实,模拟的原始数据中加入了零均值白噪声。解算中卡尔曼滤波器的外部观测为零速,而 INS 的速度采用数值积分的方法获得<sup>[3,5]</sup>。结合以上参数,笔者利用 C++ 语言编写了数据处理程序,来验证本文的算法。

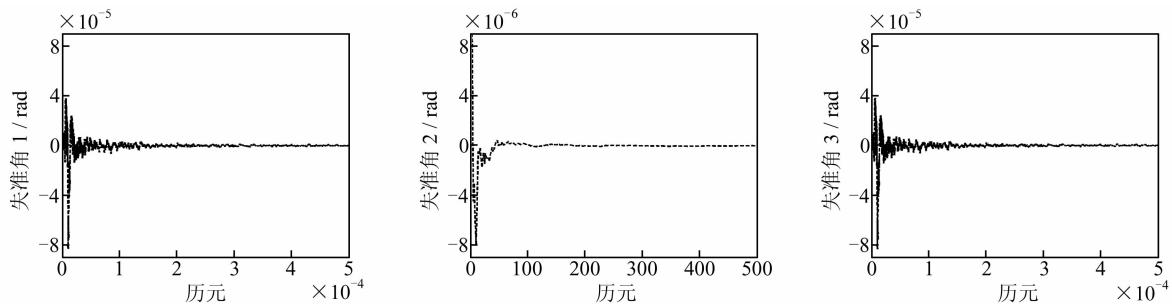


图1 地心地固定坐标系下的失准角估计结果

Fig. 1 Misalignments Angle Estimation in ECEF Frame

图2为对准过程中载体姿态角的收敛情况。从图中可以看出,俯仰角、横滚角与方位角均收敛至真值附近,证明了本文提出的基于地固系精对准方法的有效性。其中俯仰角和横滚角收敛较迅速,这是由于垂直方向上的加速度耦合进了水平

方向使INS的水平向速度发生变化,而速度正好是卡尔曼滤波器的外部观测量。由于方位角不能由速度的观测直接估计出来,所以方位角的收敛速度较水平姿态角慢,这与在当地水平坐标系中进行的精对准表现出的特性一致。

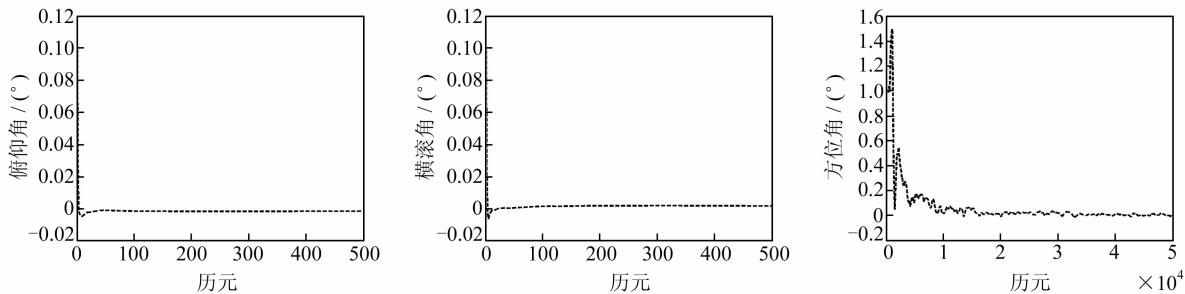


图2 载体姿态结果

Fig. 2 Attitude Angle

为了避免白噪声影响,在对准精度分析中采用了不含白噪声的模拟数据。数据时长为10 min,符合惯性测量初始精对准的时间要求。计算中陀螺漂移和加速度计零偏采用的参数、仿真条件的设置均与前文一致,故可利用式(42)将理论姿态角计算出,如表1所示。

表1 姿态角收敛结果/10 min

Tab. 1 Convergence of Attitude Angle

	理论值/(°)	计算值/(°)	误差/(°)
俯仰角	-0.00117	-0.00117	0
横滚角	0.00117	0.00120	0.00003
方位角	-0.01195	-0.00944	0.00251

计算结果表明,利用本文提出的地固系下的初始精对准方法,其姿态角的计算结果趋近于对应的理论姿态角,对准结果准确。由于方位角的收敛速度慢,故在10 min内其收敛精度要低于俯仰角与横滚角的收敛精度。

## 参 考 文 献

[1] Jekeli C. Inertial Navigation Systems with Geodetic Applications[M]. Berlin, New York: Walter de

Gruyter, 2001

- [2] 秦永元,张洪锐,汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,1998
- [3] Kwon J H. Airborne Vector Gravimetry Using GPS/INS[D]. Columbus: Ohio State University, 2000
- [4] Jiang Y F, Lin Y P. Error Estimation of INS Ground Alignment Through Observability Analysis [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1992, 28(1): 92-97
- [5] 吴富梅,杨元喜. 基于小波变换和序贯抗差估计的捷联惯导初始对准[J]. 武汉大学学报·信息科学版,2007, 32(7): 617-620
- [6] 高为广大,杨元喜,崔先强,等. IMU/GPS组合导航系统自适应Kalman滤波算法[J]. 武汉大学学报·信息科学版,2006, 31(5): 466-469
- [7] 帅平,陈定昌,江涌. GPS/SINS组合导航系统状态的可观测度分析方法[J]. 宇航学报,2004, 25(2): 219-224
- [8] Titterton D H, Weston J L. Strapdown Inertial Navigation Technology[M]. (2nd Edition). USA: The Institute of Electrical Engineers, 2004

第一作者简介:柴华,博士生,主要从事 GNSS/INS 组合导航、惯

性测量数据处理方面的研究。

E-mail: hchai@asch.whigg.ac.cn

## Inertial Navigation System Fine Alignment Under ECEF Frame with Quaternion and Kalman Filter

CHAI Hua<sup>1,2</sup> WANG Yong<sup>1</sup> XU Daxin<sup>1</sup> WANG Hubiao<sup>1</sup>

(1) Key Laboratory of Dynamic Geodesy, Institute of Geodesy and Geophysics, Chinese Academy of Sciences,  
340 Xudong Street, Wuhan 430077, China

(2) Graduate University of Chinese Academy of Sciences, A 19 Yuquan Road, Beijing 100049, China

**Abstract:** Inertial navigation system fine alignment based on Kalman filter is normally carried out under navigation frame. Earth-centered-earth-fixed (ECEF) frame is an important frame for combination navigation and inertial geodesy but no previous research has been shown for the fine alignment under this frame. Beginning from mathematical deduction of a 12-states Kalman filter equation under ECEF frame, we estimate the misalignment angles and determine the transformation matrix from body frame to ECEF frame for the fine alignment. A simulation calculation is accomplished for this algorithm to prove its validity and availability. Besides, the alignment accuracy is also discussed. Experimental results show that the fine alignment can also be done under ECEF frame for inertial navigation system.

**Key words:** inertial navigation system; earth-centered-earth-fixed frame; fine alignment; Kalman filter

**About the first author:** CHAI Hua, Ph.D candidate, majors in GNSS/INS combination navigation and inertial navigation data process.

E-mail: hchai@asch.whigg.ac.cn

(上接第 10 页)

## Polarimetric SAR Image Classification Using Watershed-Transformation and Support Vector Machine

WU Zhaocong<sup>1</sup> OUYANG Qundong<sup>1</sup> HU Zhongwen<sup>1</sup>

(1) School of Remote Sensing and Information Engineering, Wuhan University, 129 Luoyu Road, Wuhan 430079, China

**Abstract:** Considering the properties of watershed-transformation and support vector machine, a method for classifying polarimetric SAR image is proposed in this paper. First, polarimetric SAR image is segmented into a series of homogenous regions through watershed transformation and region merging process. Then, region-based classification is performed by utilizing support vector machine after feature extraction and sample selection. Experimental results show that the proposed classification method depresses speckle effectively, when in comparison with traditional pixel-based SVM algorithm, the classification accuracy is improved by dramatically and more interpretable result can also be achieved.

**Key words:** polarimetric SAR image classification; watershed transformation; region merging process; support vector machine

**About the first author:** WU Zhaocong, Ph.D, professor, Ph.D supervisor, his research aspect is information extracting from high resolution remote sensing images, intelligent processing of remote sensing and quantitative remote sensing.

E-mail: zcwoo@whu.edu.cn