

一种惯导系统工具误差在线估计方法研究

张国龙

(北京控制与电子技术研究所, 北京 100038)

摘要: 为了在高动态条件下对惯导系统工具误差进行在线估计, 提出了基于卫星导航接收机原始测量信息的惯导/卫星导航深组合导航滤波方法, 该方法是以卫星导航接收机伪距和伪距率作为观测量, 对惯导系统位置、速度、姿态角和陀螺、加速度计零位等误差进行实时估计, 并进行闭环补偿, 解决了惯导系统长航时使用, 惯导系统误差随时间快速发散等问题。经理论仿真和试验验证, 该方法可以有效地抑制惯导系统误差, 具有工程实用价值。

关键词: 惯导系统; 深耦合滤波; 在线估计

中图分类号: U666.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 2095-8110(2015)06-0038-05

Research on Online Estimation Errors of Inertial Navigation System

ZHANG Guo-long

(Beijing Institute of Control & Electronic Technology, Beijing 100038, China)

Abstract: For online estimation errors of inertial navigation system (INS) under the condition of high dynamic, the deep coupling filter method of INS/ GNSS (Global Navigation Satellite System) integration is proposed based on original measuring information of GNSS receiver. This method estimated the INS errors in real-time, such as position, velocity, attitude angle, gyro, accelerometer bias etc, and completed the closed loop compensation based on satellite receiver pseudo-range and pseudo-range rate as observed quantity. This method solves the problem of the inertial long-endurance, when using inertial navigation error spread rapidly over time. By theoretical simulation and experimental validation, this method can effectively inhibit the error of INS, and has engineering practical value.

Key words: INS; Deep coupling filter; On-line estimation

0 引言

通过卫星导航接收机(简称接收机)解算得到位置、速度,各方向误差之间相互耦合,该信息与惯导系统信息融合进行复合导航,这种松耦合模式会由于量测信息相关而导致精度不高,当有效卫星个数低于4时,接收机无法给出位置和速度信息,因而导致无法正常进行复合导航。而采用接收机直接输出的伪距、伪距率与惯导系统信息进行复合导航,且若能将复合导航算法与接收

机紧密结合,使之辅助接收机进行伪码捕获和载波捕获,缩小码环和载波环的跟踪搜索带宽,则不仅可以大幅提高复合导航的精度,当卫星数目小于4时也可以保证一定的复合导航精度,同时也将使卫星导航接收机的抗干扰能力显著提高。

特别在高动态环境下,惯性器件误差特性较车载或者低速运动应用更为显著,通过惯导/卫星导航深组合导航方法,可以有效辨识惯导系统工具误差,提高惯导系统工具误差在线估计精度,该方法的有效性经数学仿真得到了验证。

收稿日期: 2015 - 05 - 28; 修订日期: 2015 - 07 - 08。

作者简介: 张国龙(1984 -),男,博士,高工,主要从事惯导及卫星紧耦合方面的研究工作。

E-mail: 181942977@qq.com

1 惯性导航误差

惯性器件以激光捷联惯导系统中的激光陀螺和石英加速度计作为主要的研究对象，惯导系统的加速度计测量误差数学模型如下

$$\delta \dot{W}_b = \begin{bmatrix} \delta \dot{W}_{x1} \\ \delta \dot{W}_{y1} \\ \delta \dot{W}_{z1} \end{bmatrix} = M_a \delta K \quad (1)$$

式中，

$$M_a = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \dot{W}_{x1} & 0 & 0 & \dot{W}_{y1} & \dot{W}_{z1} \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \dot{W}_{y1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \dot{W}_{z1} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \dot{W}_{x1}^2 & 0 & 0 & 0 \\ \dot{W}_{x1} & \dot{W}_{z1} & 0 & 0 & 0 & \dot{W}_{y1}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dot{W}_{x1} & \dot{W}_{y1} & 0 & 0 & \dot{W}_{z1}^2 & 0 \end{bmatrix};$$

$$\delta K = [k_{0x} \quad k_{0y} \quad k_{0z} \quad \Delta k_{1x} \quad \Delta k_{1y} \quad \Delta k_{1z} \quad k_{2x} \quad k_{2y} \quad k_{2z}]^T$$

k_{0x} 、 k_{0y} 、 k_{0z} —— x_1 、 y_1 、 z_1 加速度计的零偏误差；

Δk_{1x} 、 Δk_{1y} 、 Δk_{1z} —— x_1 、 y_1 、 z_1 加速度计的刻度因子稳定性；

k_{2x} 、 k_{2y} 、 k_{2z} —— x_1 、 y_1 、 z_1 加速度计的安装误差；

k_{2x} 、 k_{2y} 、 k_{2z} —— x_1 、 y_1 、 z_1 加速度计的二阶非线性。

激光陀螺测量误差的数学模型如下

$$\delta \dot{\omega}_b = \begin{bmatrix} \delta \dot{\omega}_{x1} \\ \delta \dot{\omega}_{y1} \\ \delta \dot{\omega}_{z1} \end{bmatrix} = M'_D \delta D' \quad (2)$$

式中，

$$M'_D = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \omega_{x1} & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \omega_{y1} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \omega_{z1} \\ \omega_{y1} & \omega_{z1} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \omega_{x1} & \omega_{z1} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \omega_{x1} & \omega_{y1} \end{bmatrix}_{3 \times 12};$$

$$\delta D' = [D_{0x} \quad D_{0y} \quad D_{0z} \quad \Delta E_{1x} \quad \Delta E_{1y} \quad \Delta E_{1z} \quad E_{zx} \quad E_{yx} \quad E_{zy} \quad E_{xy} \quad E_{yz} \quad E_{xz}]^T;$$

D_{0x} 、 D_{0y} 、 D_{0z} —— x 、 y 、 z 陀螺的常值漂移；

ΔE_{1x} 、 ΔE_{1y} 、 ΔE_{1z} —— x 、 y 、 z 陀螺的比例误差；

E_{zx} 、 E_{yx} 、 E_{zy} 、 E_{xy} 、 E_{yz} 、 E_{xz} ——陀螺的安装误差。

2 惯导/卫导深耦合复合导航原理

本文采用的惯导/卫导深组合导航系统原理框图如图 1 所示。图 1 中惯性测量组合敏感载体的视速度增量和角度增量，将测量信息输入至导航计算机，进行导航递推计算，得到纯惯性导航下的载体位置 P_p 和速度 V_p ；而接收机则测量载体与导

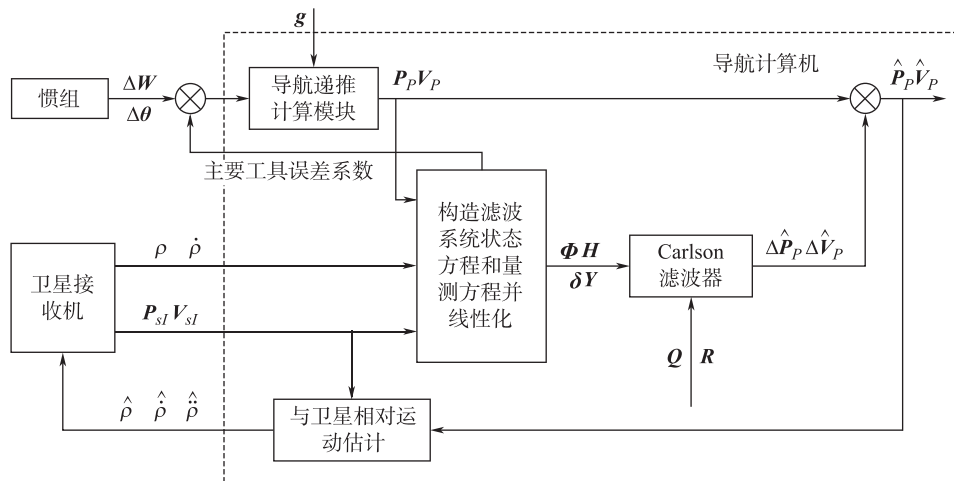


图 1 惯导/卫导深组合导航原理框图

Fig. 1 The scheme of deeply integrated navigation system of INS/GNSS

航星之间的伪距 ρ 和伪距率 $\dot{\rho}$ ，并从导航电文中解算导航星的位置 $\mathbf{P}_{s,j}$ 和速度 $\mathbf{V}_{s,j}$ ，导航计算机综合惯导系统测量信息和接收机测量信息，通过 Carlson 滤波器估计惯性导航的位置误差 $\Delta \mathbf{P}_p$ 和速度误差 $\Delta \mathbf{V}_p$ ，进而修正惯导系统的位置和速度。与此同时，利用复合导航得到的位置、速度估值计算相应的伪距、伪距率及伪距率的变化率后作为辅助数据回送给接收机，引入到接收机跟踪环路，降低载体动态引入的误差，因此载波跟踪环的带宽可以很窄，从而减少人为干扰、热噪声和载波跟踪环的抖动值，提高接收机在高动态条件下的测量精度、捕获、跟踪及抗干扰能力。

3 量测方程

GPS 接收机通过基带处理能提取出卫星导航信号的发射时刻，进而与接收信号时刻求差，可以得到信号在空间的传播时间，从而得到伪距；通过对载波相位的测量值进行处理，可以精确得到所接收卫星导航信号的多普勒频移，从而获得伪距率的测量值。

根据伪距、伪距率的测量方式，可以得到其量测方程。伪距的量测方程为

$$\rho_{j,i} = \sqrt{\mathbf{S}_{j,i}^T \mathbf{S}_{j,i}} + c \cdot \Delta a_{r0} + v_{j,i}^{\rho} \quad (3)$$

其中：

$\mathbf{S}_{j,i} = \mathbf{P}_{s,j} - \mathbf{P}_{l,i}$ ，为卫星到载体的位置矢量；

$\mathbf{P}_{s,j}$ 为 i 时刻第 j 颗卫星在发射惯性坐标系下的位置；

c 为光速，取 $c = 2.997924580 \times 10^8 \text{ m/s}$ ；

Δa_{r0} 为接收机钟差；

$v_{j,i}^{\rho}$ 为伪距的量测误差。

伪距率的量测方程为

$$\dot{\rho}_{j,i} = (\mathbf{V}_{s,j} - \mathbf{V}_{l,i})^T \mathbf{S}_{j,i}^0 + c \cdot \Delta a_{r1} + v_{j,i}^{\dot{\rho}} \quad (4)$$

其中：

$\mathbf{S}_{j,i}^0 = \mathbf{S}_{j,i} / \rho_{j,i}$ ；

$\mathbf{V}_{s,j}$ 为 i 时刻第 j 颗卫星在发射惯性坐标系下的速度；

$v_{j,i}^{\dot{\rho}}$ 为伪距率的量测误差。

$\mathbf{S}_{j,i}^0 = \mathbf{S}_{j,i} / \rho_{j,i}$ ——伪距矢量的方向角；

$(\mathbf{V}_{s,j} - \mathbf{V}_{l,i})^T$ ——相对速度矢量值。

4 仿真分析

4.1 数学仿真条件

选取激光陀螺捷联惯导系统和接收机，建立数学模型，进行数学仿真。具体仿真状态如表 1 所示。

表 1 激光陀螺捷联惯导系统及初始对准的技术指标

Tab. 1 The technical index of Laser gyro strapdown IMU, and initial alignment

加表技术指标		
误差项		技术指标 (3σ)
加速度表 测量通道	零位稳定性	$2 \times 10^{-4} g_0$
	标度因数稳定性	$\leq 2 \times 10^{-4}$
	二阶非线性	$\leq 2 \times 10^{-5} / g_0$
安装误差稳定性		$\leq 20''$
陀螺技术指标		
零漂稳定性		$\leq 0.1 (^\circ) / \text{h}$
标度因数稳定性		$\leq 3 \times 10^{-5}$
安装误差稳定性		$\leq 20''$
初始对准精度技术指标		
α_{0x}		$\leq 4.5'$
α_{0y}		$\leq 40'$
α_{0z}		$\leq 4.5'$

接收机技术指标：

- 1) 接收机输出的数据更新率为 100Hz；
- 2) 接收机输出伪距的随机误差取 10m (3σ)；
- 3) 接收机输出伪距率的随机误差取 0.3m/s (3σ)。

4.2 数学仿真结果分析

下面在高动态条件进行仿真分析，如图 2~图 5 所示。

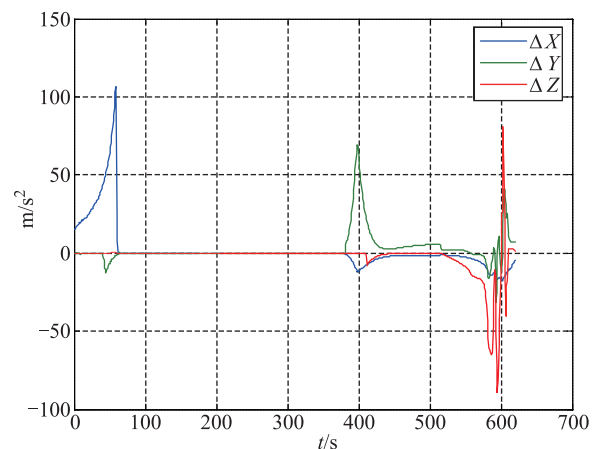


图 2 载体加速度变化

Fig. 2 Vehicle acceleration

惯导系统工具误差估计精度如图 6 ~ 图 10

所示。

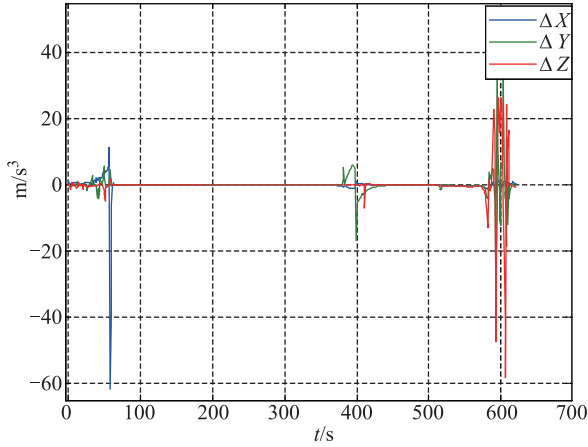


图 3 载体加加速度变化

Fig. 3 Vehicle acceleration rate

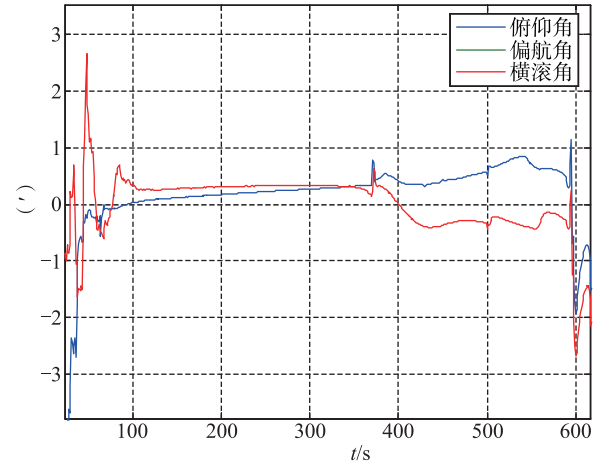


图 6 失准角估计误差

Fig. 6 Misalignment angle estimation error

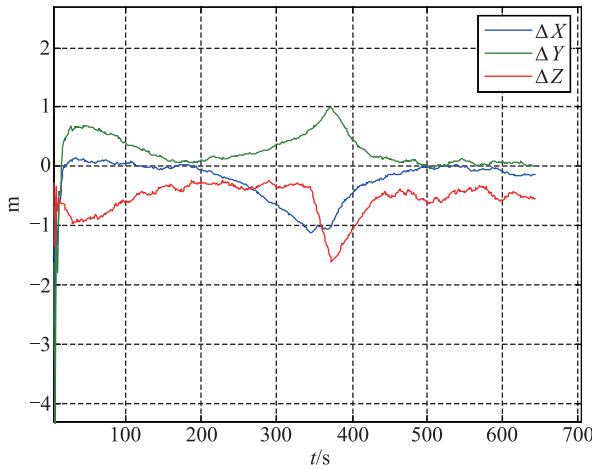


图 4 复合导航位置精度

Fig. 4 Integrated navigation location accuracy

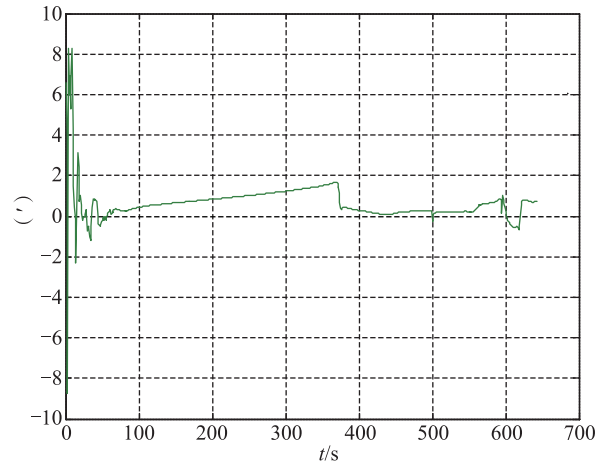


图 7 失准角估计误差

Fig. 7 Misalignment angle estimation error

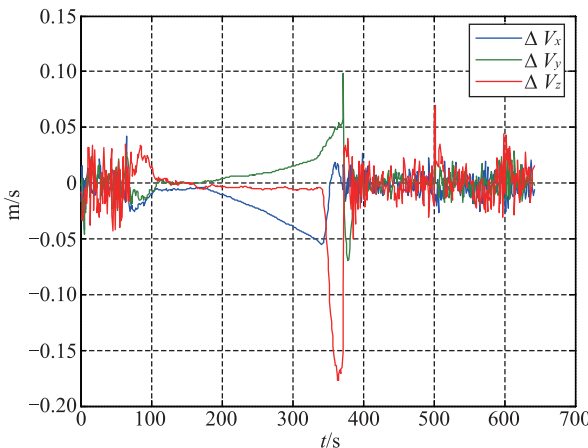


图 5 复合导航速度精度

Fig. 5 Integrated navigation velocity accuracy

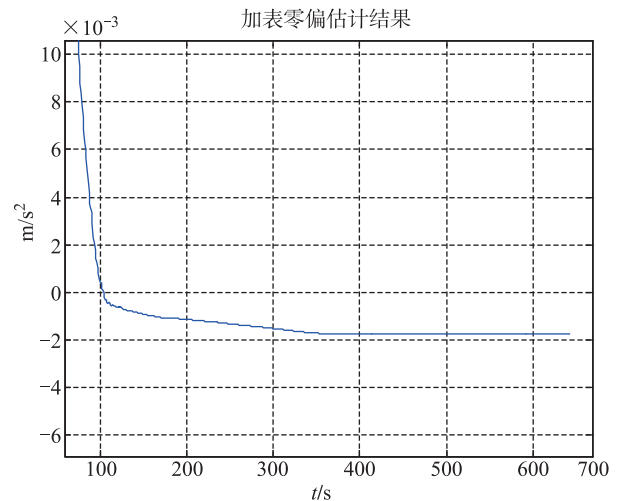


图 8 X 向加表零位估计结果

Fig. 8 Estimated results of the X accelerometer bias

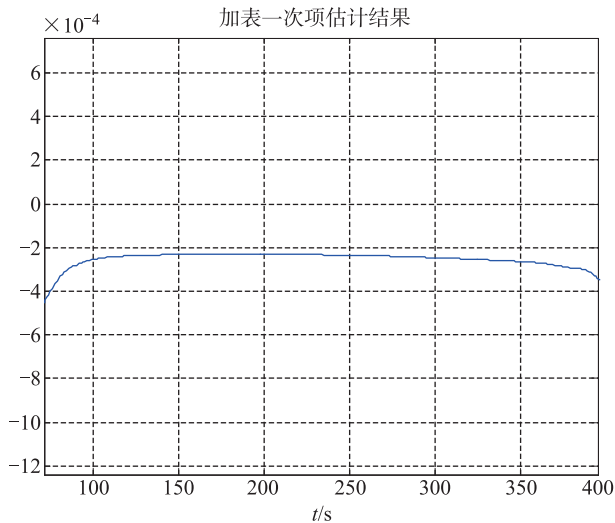


图9 X加表一次项系数估计结果(无量纲)

Fig.9 Estimated results of the accelerometer scale factor to X table (non-dimensional)

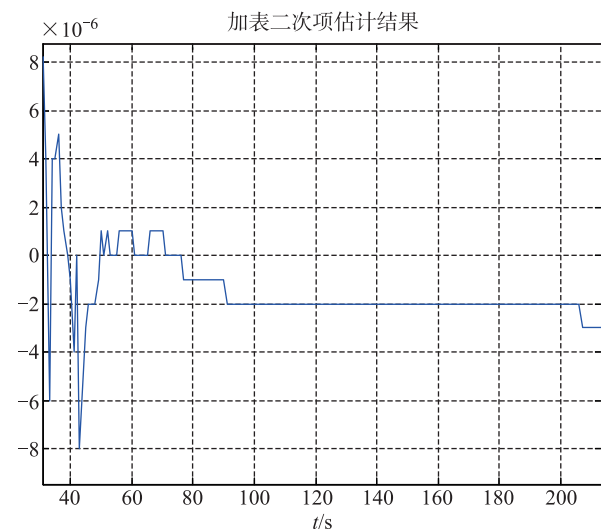


图10 X加表二次项系数估计结果(无量纲)

Fig.10 Estimated results of the accelerometer secondary items to X table (non-dimensional)

从仿真结果可以得出以下结论:

- 1) 经过滤波估计值补偿后的位置误差小于1m, 速度误差小于0.1m/s;
- 2) 载体飞行100s后, 失准角估计值可收敛, 俯仰和滚转角对应的失准角估计误差小于1', 偏航角对应的失准角估计误差小于2';
- 3) 载体在飞行中段(300s~600s), X向加表零位估计值可收敛, 估计误差小于0.0001m/s²;
- 4) 载体飞行100s后, X向加表一次项系数和

加表二次项系数估计值可收敛, 加表一次项系数估计误差小于 2×10^{-5} , 加表二次项系数估计误差小于 1×10^{-7} 。

5 结束语

本文在高动态使用条件下, 对激光惯导系统工具误差特性进行了分析, 并建立了在线估计的误差模型, 提出了基于卫星导航原始测量信息的惯导/卫导深耦合导航滤波方法。经数学仿真分析, 该方法可以对惯性导航位置、速度、失准角和陀螺、加表零位等误差进行实时估计, 解决了惯导系统长航时使用, 惯导系统误差随时间快速发散等问题, 具备后续工程化应用基础。

参考文献

- [1] Julier S, Uhlmann J, Durrant-Whyte H. A new approach for filtering nonlinear systems [C]. Proc. of American Control Conference, Seattle, WA, 1995: 1628-1632.
- [2] Kain J E, Cloutier J R. Rapid transfer alignment for tactical weapon applications [C]//Proc. of AIAA Guidance, Navigation and Control Conf., Boston: MA, 1989, 129021300.
- [3] Wendel J, Metzger J, Moenikes R, et al. A performance comparison of tightly coupled GPS/INS navigation systems based on extended and sigma point Kalman filters [J]. Navigation, 2006, 53 (1): 21-31.
- [4] Wendel, Jan, Trommer Gert F. Tightly coupled GPS/INS integration for missile applications [J]. Aerospace Science and Technology, 2004, 8 (7): 627-634.
- [5] WANG Wei, LIU Zong-yu, XIE Rong-rong. An improved tightly coupled approach for GPS/INS integration [C]. Singapore, 2004 IEEE Conference on Robotics, Automation and Mechatronics, 2004, 2: 1164-1167.
- [6] Debo Sun. Ultra-tight GPS/reduced IMU for land vehicle navigation [D]. Calgary, 2010: 140-200.
- [7] Anastasia Olegovna Salytcheva. Medium accuracy INS/GPS integration in various GPS environments [D]. Calgary, 2004: 68-86.
- [8] 马云峰. MSINS/GPS组合导航系统及其数据融合技术研究 [D]. 南京: 东南大学, 2006: 81-83.