

基于低成本陀螺和倾角仪的姿态估计

朱丰超, 姚敏立, 贾维敏

(第二炮兵工程学院, 西安 710025)

摘 要: 针对动中通测控系统中低成本陀螺和倾角仪的姿态估计和陀螺误差校正问题, 提出一种利用 UKF (Uncented Kalman Filter) 滤波器对载体姿态角进行估计, 然后利用互补滤波器对陀螺漂移进行估计的算法。该算法通过设计三维完全可观测 UKF 滤波方程和陀螺误差校正模型对姿态角和陀螺漂移分别进行估计, 有效避免了利用卡尔曼滤波进行姿态估计和陀螺漂移误差估计时由于误差模型不准确而产生的发散问题, 同时降低了滤波器维数。试验中姿态角估计误差在 1° 以内, x 轴陀螺漂移估计误差为 $0.0148^\circ/\text{s}$, y 轴陀螺漂移估计误差为 $0.0017^\circ/\text{s}$, 试验结果表明该算法能有效提高姿态角估计和陀螺漂移估计的精度。

关键词: 动中通; 姿态估计; 陀螺漂移估计; 卡尔曼滤波; 互补滤波

中图分类号: TP391.9

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2011)08-1728-06

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2011.08.012

Attitude Estimation Based on Low Cost Gyro and Inclinometer

ZHU Feng-chao, YAO Min-li, JIA Wei-min

(The Second Artillery Engineering University, Xi'an 710025, China)

Abstract: In the control system of SOTM (SatComs On-The-Move), low cost gyros and inclinometers are used to estimate attitude and the gyros' drift must be revised. A method is proposed in this paper. A fully observable three dimensional UKF (Uncented Kalman Filter) filter is used to estimate body attitude, and the complementary filter is used to estimate gyros' drift. The divergent problem is avoided and the dimension is reduced when a kalman filter is used to estimate attitude and gyros' drift. In the experiment, estimated attitude error is within 1° and the x -gyro' estimated drift error is $0.0148^\circ/\text{s}$, the y -gyro' estimated drift error is $0.0017^\circ/\text{s}$. The simulations have demonstrated the effectiveness of the approach proposed.

Key words: SOTM; Attitude estimation; Gyro drift estimation; Kalman filter; Complementary filter

0 引 言

动中通 (SatComs 'on-the-Move') 是基于 FSS (Fixed Satellite Service) 频段的运动中的卫星通信^[1], 近年来, 动中通在恶劣通信环境 (联合作战, 抢险救灾等) 中作用突出, 成为国内外研究的热点。为了保证运动中天线波束时刻对准卫星, 需对载体姿态进行精确测量, 高精度姿态测量系统是制约动中通广泛推广的决定因素, 而采用低成本的陀螺噪声一般比较大, 为保证对载体姿态的测量精度, 必须

对陀螺输出姿态角进行估计, 并校正陀螺漂移误差。

卡尔曼滤波常用作融合不同传感器数据而得到目标的最优估计, 在惯性导航系统中得到了广泛应用^[2], 但是卡尔曼滤波估计效果的好坏取决于对噪声的精确建模程度, 即噪声方差的估计值, 而且陀螺噪声误差估计包含在滤波器状态变量中^[2-4], 增加了滤波器维数。本文首先建立三维完全可观测 UKF 滤波器, 得到估计姿态角, 在此基础上设计陀螺误差校正系统模型, 进行陀螺误差校正, 该方法不需已知陀螺误差模型, 降低了滤波器维数, 提高了对

动中通的实时控制能力。

1 运动载体的姿态估计

陀螺输出具有短时的精确性,而倾角仪则具有长时稳定性,即短时间内的测量误差大,但长时间的测量误差相对于陀螺累积误差来说比较小。利用UKF滤波融合陀螺和倾角仪数据可以得到精确的运动载体的姿态角。

1.1 坐标系的建立以及数据预处理

载体坐标系如图1所示。

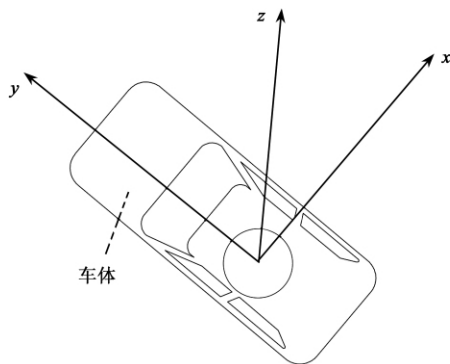


图1 载体坐标系

Fig.1 Coordinate of the carrier

载体坐标系定义:以车体的旋转中心为原点, x 轴与车体的横轴重合,指向车体前进方向的右侧, y 轴与车体的纵轴重合,指向车体前进方向, z 轴与车体的垂直轴重合,指向车体上方。试验装置如图2、图3所示。

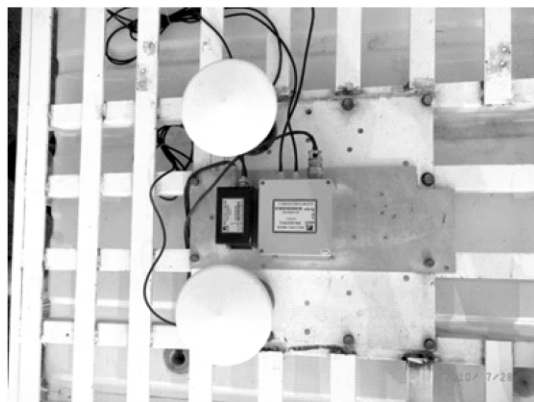


图2 实验装置1

Fig.2 Experiment equipment 1

高精度惯性测量基准采用 XW-ADU7612,测姿误差可以达到 0.1° 以内;低成本惯性测量组合采用 XW-ADU5600,输出三轴陀螺和三轴加速度计数据。



图3 实验装置2

Fig.3 Experiment equipment 2

XW-ADU7612 和 XW-ADU5600 均按照图1所示坐标系安装于载体上。

本文倾角仪数据是根据 XW-ADU5600 加速度计测量计算得到的。加速度计测量值容易受到载体运动加速度的影响,所以必须对加速度计数据进行预处理:(1)当 $\omega_z > 0.01$ 时,判断载体转弯, y 轴加速度计受到向心加速度的影响,其中 ω_z 为 z 轴陀螺输出。(2)当 $\sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} > 1.0001$ 时,判断载体加速或者减速, x 轴加速度计受到直线加速度的影响,其中 a_x, a_y, a_z 分别为 x, y, z 轴加速度计输出。上述两种情况发生时,采用“滑翔”处理算法,仅依靠陀螺得到载体姿态。

1.2 三维完全可观测 UKF 滤波器设计

用 ψ, θ, φ 分别代表载体在地理坐标系中的航向角、俯仰角和横滚角,按照 $\psi \rightarrow \theta \rightarrow \varphi$ 的旋转顺序,即可得地理坐标系到载体坐标系的旋转矩阵

$$C_b^t = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix}$$

方向余弦矩阵 C_b^t 可以通过如下公式进行递推计算

$$\dot{C}_b^t = C_b^t \Omega_{\omega}^b = C_b^t \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}$$

式中 ω 为陀螺测量值。显然,仅包含 θ, φ 的递推公式可以表示为

$$\begin{bmatrix} \dot{C}_{31} \\ \dot{C}_{32} \\ \dot{C}_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{31} \\ C_{32} \\ C_{33} \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中 $C_{31} = -\cos\theta\sin\varphi$ $C_{32} = \sin\theta$ $C_{33} = \cos\theta\cos\varphi$ 。

$$\text{令 } f_{k/k-1} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix}$$

式(1)可以表示为

$$\dot{X}_k = f_{k/k-1} X_{k-1}$$

上式经积分即可得到陀螺测量的角度递推公式

$$X_k = F_{k/k-1} X_{k-1} \quad (2)$$

当积分周期 t 比较短时 $F_{k/k-1} = e^{f_{k/k-1} t}$ 。

倾角仪测量角度也可以得到 C_{31} C_{32} C_{33} ：

$$Y_k = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{31} \\ C_{32} \\ C_{33} \end{bmatrix}$$

即

$$Y_k = H X_k \quad (3)$$

式(2)和式(3)即为 UKF 滤波状态方程和观测方程。

建立 UKF 滤波器如图 4 所示。

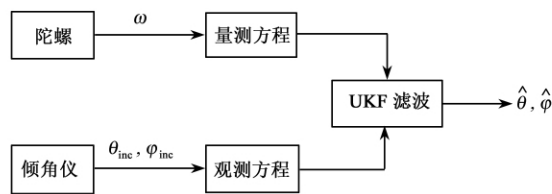


图 4 UKF 滤波器

Fig. 4 Uncented Kalman filter

陀螺和倾角仪测量值分别构成三维量测方程和观测方程 如公式(2)和公式(3), 并且 X_k 各个状态是完全可观测的, 经 UKF 滤波后可以得到姿态角估计值。

1.3 UKF 滤波基本方程

公式(2)和公式(3)在 UKF 滤波器中表示为:

$$X_k = F_{k/k-1} X_{k-1} + W_{k-1} \quad (4)$$

$$Y_k = H_k X_k + V_k \quad (5)$$

式中 X_k 为状态向量 $F_{k/k-1}$ 为 t_{k-1} 时刻至 t_k 时刻的状态一步转移矩阵 Y_k 为观测向量 H_k 为量测矩阵, $W_k \sim N(0, Q)$ 为系统噪声序列, $V_k \sim N(0, R)$ 为量测噪声序列。UKF 状态估计如下:

(1) 初始化

$$\hat{X}_0 = E[\hat{X}_0]$$

$$P_0 = E[(X_0 - \hat{X}_0)(X_0 - \hat{X}_0)^T]$$

(2) 计算 Sigma 点

$$X_{k-1} =$$

$$[\hat{X}_{k-1} \quad \hat{X}_{k-1} + \sqrt{(n+\xi)P_{k-1}} \quad \hat{X}_{k-1} - \sqrt{(n+\xi)P_{k-1}}]$$

其中 n 和 ξ 是比例因子 n 为维数 ξ 为比例参数。

(3) 状态估计

时间更新:

$$X_{k/k-1} = F(X_{k-1}, k-1)$$

$$\hat{X}_k = \sum_{i=0}^{2n} W_i X_{i/k/k-1}$$

$$P_{k/k-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i [X_{i/k/k-1} - \hat{X}_k][X_{i/k/k-1} - \hat{X}_k]^T + Q$$

$$Y_{k/k-1} = H_k X_{k/k-1}$$

$$\hat{Y}_k = \sum_{i=0}^{2n} W_i Y_{i/k/k-1}$$

量测更新:

$$P_{\hat{Y}_k \hat{Y}_k} = \sum_{i=0}^{2n} W_i [Y_{i/k/k-1} - \hat{Y}_k][Y_{i/k/k-1} - \hat{Y}_k]^T + R$$

$$P_{X_k Y_k} = \sum_{i=0}^{2n} W_i [X_{i/k/k-1} - \hat{X}_k][Y_{i/k/k-1} - \hat{Y}_k]^T$$

$$K_k = P_{X_k Y_k} (P_{\hat{Y}_k \hat{Y}_k})^{-1}$$

$$\hat{X}_k = \hat{X}_k + K_k (Y_k - \hat{Y}_k)$$

$$P_k = P_{k/k-1} - K_k P_{\hat{Y}_k \hat{Y}_k} K_k^T$$

其中 W_i 为权值 满足: $i = 1, \dots, n$ 时

$$W_0 = \xi / (n + \xi), W_i = 1 / [2(n + \xi)],$$

$$W_{i+n} = 1 / [2(n + \xi)]$$

经过 UKF 滤波方程的不断递推即可得到 \hat{X}_k 即可以得到 C_{31} C_{32} C_{33} 的估计值 载体的姿态角估计值计算公式为 $\hat{\theta} = \arcsin(C_{32})$ $\hat{\varphi} = \arcsin(-C_{31}/C_{33})$ 。

2 陀螺误差校正

由于低成本陀螺漂移误差累积会造成姿态角偏离实际值, 考虑利用估计姿态角对陀螺漂移误差进行校正。

载体姿态角随时间传递方程可以表示为:

$$\begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin\varphi \sec\theta & 0 & -\cos\varphi \sec\theta \\ \cos\varphi & 0 & \sin\varphi \\ \sin\varphi \tan\theta & 1 & -\cos\varphi \tan\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}$$

上式因为缺少航向角 ψ 即 $\dot{\psi}$ 不确定, 只利用估计值 $\hat{\theta}$ $\hat{\varphi}$ 无法校正三个陀螺 ω_x 、 ω_y 、 ω_z 。但是当 $\theta = 0$ 时, $\dot{\varphi} = \omega_y$; 当 $\varphi = 0$ 时 $\dot{\theta} = \omega_x$ 。此时便可以利用姿态估

计值 $\hat{\theta}$ $\hat{\varphi}$ 计算陀螺漂移量。

基于互补滤波原理, 利用估计姿态角推导陀螺漂移的估计如下:

$$\hat{\omega} = \omega F_1(s) + \hat{\theta} s F_2(s)$$

其中

$$F_1(s) = \frac{s^2}{s^2 + k_1 s + k_2}$$

$$F_2(s) = \frac{k_1 s + k_2}{s^2 + k_1 s + k_2}$$

式中 ω 为实际陀螺角速率输出 $\hat{\theta}$ 为 UKF 姿态估计量 s 为微分符号 $F_1(s)$ 和 $F_2(s)$ 分别代表高通滤波器和低通滤波器, 并且 $F_1(s) + F_2(s) = 1$ 构成互补滤波器。可以利用经典的 PI(比例积分 Proportional Integral) 控制原理实现, 陀螺漂移误差校正原理如图 5 所示。

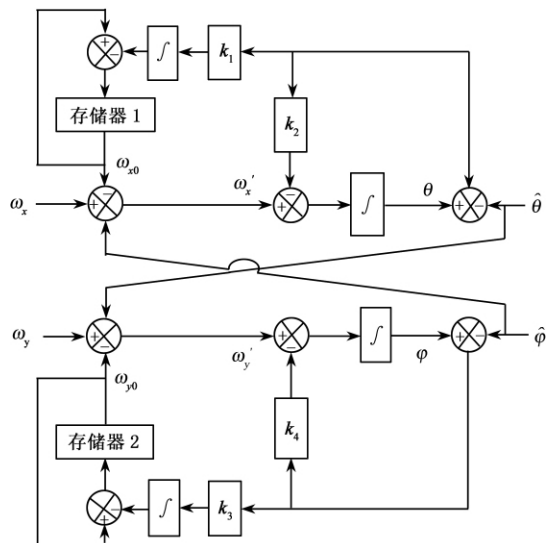


图 5 陀螺漂移误差校正

Fig. 5 Gyros' drift correction

以 ω_x 的校正为例: 首先要对估计值 $\hat{\varphi}$ 进行零点判断。当 $\hat{\varphi} = 0$ 或者 $\hat{\varphi} \approx 0$ 时, 使 ω_x 减去存储的陀螺漂移值 ω_{x0} , 结果给出校正的信号 ω'_x , 对 ω'_x 进行积分得到陀螺积分角度 θ , 然后与估计角度值 $\hat{\theta}$ 比较, 差值乘以比例系数 k_1 用来校正陀螺漂移量。比例系数 k_2 的作用是提模型的稳态特性。系数选择为 $k_1 = k_3 = 0.02$ $k_2 = k_4 = 0.1$, 由图 5 所示原理, 建立实测数据处理模型如图 6 所示。

模型的输入端口 1、2 为 x 轴陀螺、 y 轴陀螺数据, 输入端口 3、4 为 UKF 姿态估计数据; subsystem3 完成角度的零点判断。实际试验中载体姿态变化幅

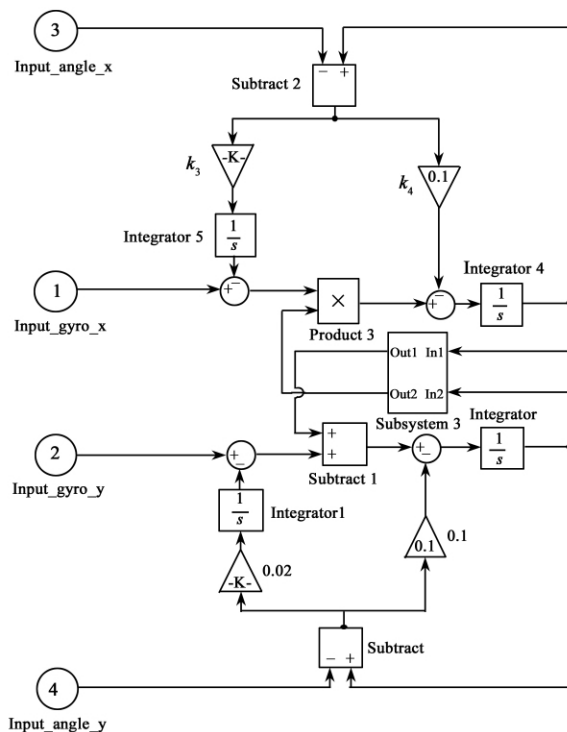


图 6 陀螺漂移误差校正模型

Fig. 6 Gyros' drift correction model

度不大, 基本在 5° 以内, 此时 subsystem3 的角度判断可以省略。

3 实测数据处理及分析

3.1 姿态估计

以 XW-ADU7612 的输出作为惯性测量基准, 以 XW-ADU5600 的输出作为处理对象, 综合行车试验包括加速、转弯、减速等, 测量数据如图 7、图 8 所示。

在 150s 的测试中, 陀螺得到的俯仰角误差达到 5° , 横滚角达到 10° , 并且随时间推移, 误差呈线性增长趋势, 如图 7 所示。加速度计得到的俯仰角误差达到了 15° , 横滚角误差达到 10° , 误差主要出现在载体加速和转弯的时间段, 如图 8 所示。

UKF 姿态估计角度和误差如图 9 和图 10 所示。

UKF 姿态估计算法可以很好地跟踪载体姿态的变化, 如图 9 所示。俯仰角和横滚角的估计误差均被控制在 1° 以内, 如图 10 所示。试验达到了姿态稳定的目的。

3.2 陀螺漂移估计

陀螺误差中主要包含慢时变漂移误差和随机误差, 其中慢时变漂移误差会导致姿态角随时间偏离

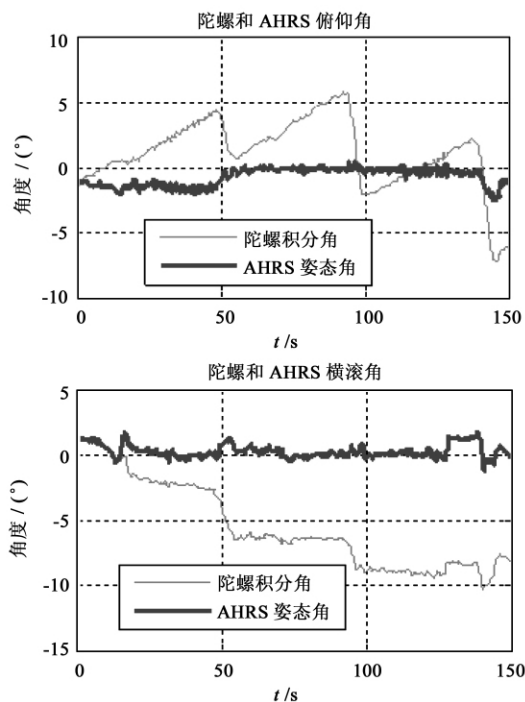


图 7 陀螺测量角度

Fig. 7 Gyros' angle

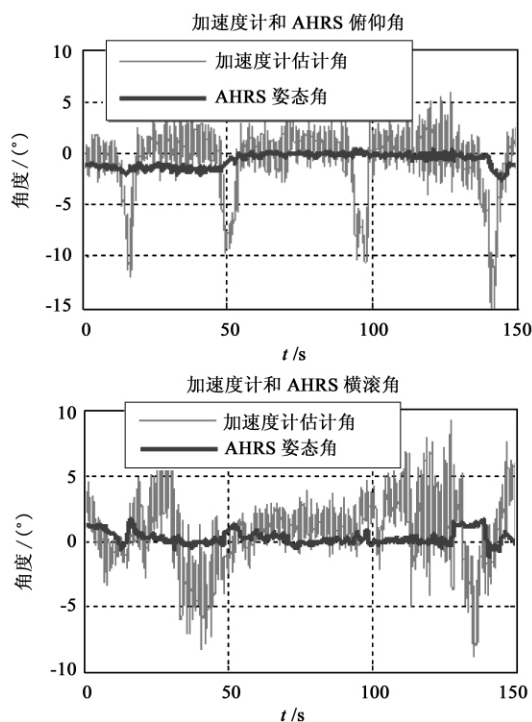


图 8 加速度计估计角度

Fig. 8 Accelerator's angle

实际角度,所以对慢时变漂移的估计是陀螺漂移估计的关键。

x 轴和 y 轴陀螺误差如图 11 所示,包含慢时变漂

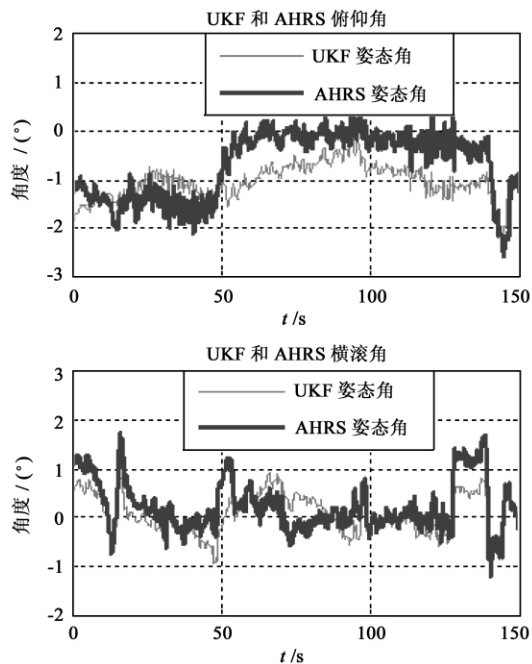


图 9 UKF 滤波器滤波角度

Fig. 9 UKF filter's angle

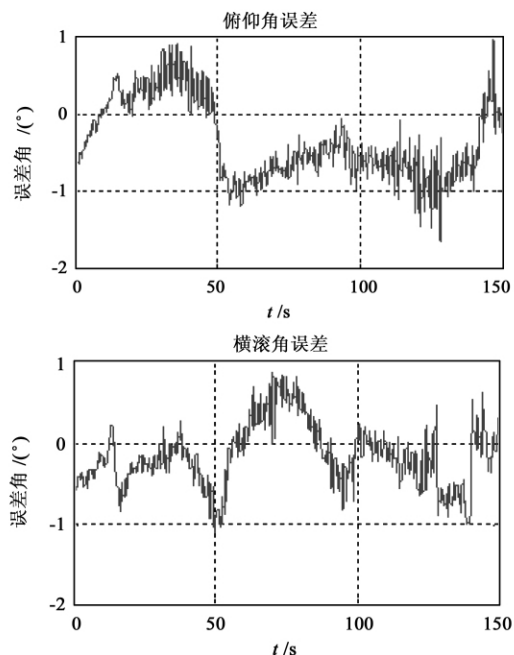


图 10 UKF 滤波器滤波误差

Fig. 10 UKF filter's error

移误差和随机误差。慢时变漂移误差可在短时间内变化不大,随机误差可近似认为白噪声,所以对陀螺误差取平均可以得到陀螺短时间的慢时变漂移量。

x 轴陀螺慢时变漂移误差比较明显,在 $0.1 \sim 0.2^\circ/\text{s}$ 之间,漂移量取噪声均值为 $0.1565^\circ/\text{s}$ 。 y 轴

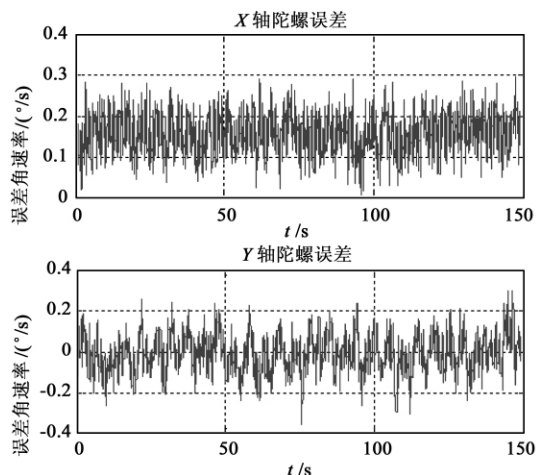


图 11 陀螺漂移

Fig. 11 Gyros' drift

陀螺慢时变漂移量为 $-0.0069^{\circ}/s$ 。

陀螺漂移估计结果如图 12 所示。

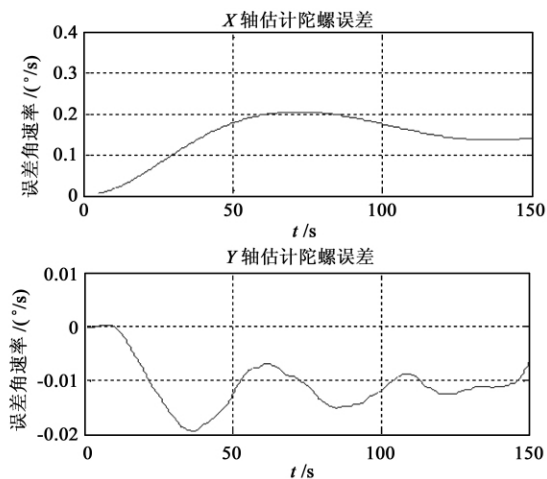


图 12 陀螺漂移估计

Fig. 12 Estimated gyros' drift

x 轴陀螺漂移估计均值为 $0.1417^{\circ}/s$ 和 y 轴陀螺漂移估计均值为 $-0.0086^{\circ}/s$ 。相对于 x 轴和 y 轴陀螺的实际漂移量 $0.1565^{\circ}/s$ 和 $-0.0069^{\circ}/s$, 漂移估计误差分别为 $0.0148^{\circ}/s$ 和 $0.0017^{\circ}/s$ 。所以可以选择陀螺误差校正间隔为 $150s$, 误差校正量为陀螺漂移估计量的均值。

4 结 论

本文通过建立三维完全可观测 UKF 滤波器融合低成本陀螺和倾角仪数据, 得到了较为精确的姿态角, 在此基础上通过设计陀螺误差校正模型, 实现了陀螺漂移误差的校正, 从而避免了卡尔曼滤波直

接对陀螺误差进行估计时由于误差模型不准确而产生的发散问题, 而且降低了滤波器维数, 并通过实测数据验证了本文方法的有效性, 俯仰和横滚角度估计的误差均在 1° 以内, x 轴陀螺漂移估计误差为 $0.0148^{\circ}/s$, y 轴陀螺漂移估计误差为 $0.0017^{\circ}/s$ 。

参 考 文 献

- [1] 李耐和. “动中通”卫星通信技术[J]. 现代军事, 2007, 7: 60 - 63. [Li Nai-he. The technology of satellite communications on 'SatCom On-The-Move' [J]. Modern Military, 2007, 7: 60 - 63.]
- [2] 秦永元, 张洪钺, 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, 2007: 24 - 33.
- [3] Maruthi R A, James T H, Gnana R K. Rigid body attitude control with inclinometer and low - cost gyro measurements [J]. Systems & Control Letters, 2003, 49(2): 151 - 159.
- [4] Grenon G, An P E, Smith S M, et al. Enhancement of the inertial navigation system for the morpheus autonomous underwater vehicles [J]. IEEE Journal of Oceanic Engineering, 2001, 26(4): 548 - 560.
- [5] Sasiadek J Z, Wang Q, Zeremba M B. Fuzzy adaptive kalman filtering for INS/GPS data fusion [C]. The 15th IEEE International Symposium on Intelligent Control, Rio, Patras, Greece, 2000.
- [6] Xiong K, Zhang H Y, Chan C W. Performance evaluation of UKF-based nonlinear filtering [J]. Automatica, 2006, 42(2): 261 - 270.
- [7] Xiong K, Zhang H Y, Chan C W. Comments on 'Performance evaluation of UKF-based nonlinear filtering' [J]. Automatica, 2007, 43(3): 567 - 568.
- [8] Xiong K, Zhang H Y, Chan C W. Author's reply to 'Comments on Performance evaluation of UKF-based nonlinear filtering' [J]. Automatica, 2007, 43(3): 569 - 570.

作者简介: 朱丰超(1985 -) 男, 研究生, 主要研究方向为低成本动中通测控系统设计。

通信地址: 陕西省西安市第二炮兵工程学院 602 教研室 (710025)

电话: 15144550946

E-mail: charmingbenben@126.com

(编辑: 曹亚君)